

**IB 131-2015/063**

**Gestaltung der Lasteinleitungselemente  
für ein Windenergierotorblatt mit  
verformbarer Hinterkante**

Dr.-Ing. Martin Pohl

Patrick Wilhelm Scholle



**Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik  
Braunschweig**

Oktober 2015



Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt e.V.  
in der Helmholtzgemeinschaft  
Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

**IB 131-2015/063**

**Gestaltung der Lasteinleitungselemente**

**für ein Windenergierotorblatt mit**

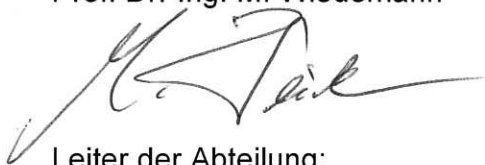
**verformbarer Hinterkante**

Braunschweig, Oktober 2015

Der Bericht umfasst:

69 Seiten

Institutsleiter:  
Prof. Dr.-Ing. M. Wiedemann



Leiter der Abteilung:



Prof. Dr.-Ing. Hans Peter Monner

Verfasser:



Dr.-Ing. Martin Pohl



Patrick Scholle





# **Gestaltung der Lasteinleitungselemente für ein Windenergierotorblatt mit verformbarer Hinterkante**

## **Studienarbeit**

an der Technischen Universität Braunschweig

Verfasser: Patrick Scholle  
im Studiengang: Maschinenbau  
Matr.-Nr.: 4390558

Erstprüfer:

Prof. Dr. Ing. Michael Sinapius (TU Braunschweig - iAF)

Betreuer:

Dr. Ing. Naser Al Natsheh (TU Braunschweig - iAF)

Betreuer:

Dipl. Ing. Martin Pohl (DLR - Institut FA)

Bearbeitungszeitraum: 4,5 Monate

Abgabedatum: 20. April 2015



# Erklärung

Hiermit versichere ich, die vorliegende Arbeit selbständig und ohne fremde Hilfe angefertigt zu haben. Die verwendete Literatur und sonstige Hilfsmittel sind vollständig angegeben.

Braunschweig, 20. April 2015



# Inhaltsverzeichnis

<b>Erklärung</b>	<b>III</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>VII</b>
<b>Symbolverzeichnis und Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>XI</b>
<b>Kurzfassung</b>	<b>XIII</b>
<b>Abstract</b>	<b>XV</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Stand der Wissenschaft und Technik</b>	<b>5</b>
2.1 Aktuelle Trends der Windenergieindustrie mit besonderem Bezug zu Rotorblättern . . . . .	5
2.2 Das Projekt Smart Blades . . . . .	7
2.3 Einsatz von Stringern in der Technik . . . . .	9
2.4 Literaturrecherche zu Stringer-Haut Anbindungen . . . . .	12
2.5 Gegenstand dieser Arbeit . . . . .	14
2.6 Grundlagen der relevanten Versagenskriterien . . . . .	15
2.6.1 Versagenskriterien von Faserverbundwerkstoffen . . . . .	15
2.6.2 Versagenskriterien einer Klebeschicht . . . . .	17
<b>3 Simulation der Haut-Stringer Anbindung in der formvariablen Flügelhinterkante</b>	<b>19</b>
3.1 Aufbau und Validierung des Finite Element Modells . . . . .	19
3.1.1 Auswahl der Elementtypen und Vernetzung . . . . .	19
3.1.2 Validierung des Simulationsmodells . . . . .	23
3.1.3 Dimensionierung von Probekörpern zur experimentellen Untersuchung	28
3.1.4 Aufbau eines parametrischen Submodells der Stringer-Haut Anbindung	33
3.2 Untersuchung eines Submodells der Stringeranbindungen in der Smart Blades Hinterkante unter Vernachlässigung der aerodynamischen Kräfte . . . . .	35
3.2.1 Darstellung der Parameterstudien von Stringer 1 und 2 . . . . .	37
3.2.2 Zusammenfassung und Interpretation der Ergebnisse . . . . .	41
3.3 Untersuchung eines Submodells der Stringeranbindungen in der Smart Blades Hinterkante mit aerodynamischen Kräften . . . . .	41
3.3.1 Darstellung der Parameterstudie von Stringer 1 und 2 . . . . .	42
3.3.2 Zusammenfassung und Interpretation der Ergebnisse . . . . .	42

<b>4</b>	<b>Experimentelle Untersuchung einer L-Stringer Anbindung</b>	<b>47</b>
4.1	Aufbau des Versuchsstandes und der Probekörper . . . . .	47
4.2	Versuchsdurchführung . . . . .	49
4.3	Darstellung der Versuchsergebnisse . . . . .	51
4.4	Interpretation der Versuchsergebnisse . . . . .	54
4.5	Vergleich von Simulation und Versuchen . . . . .	54
4.6	Verbesserungsvorschläge für zukünftige Experimente . . . . .	57
<b>5</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>59</b>
<b>A</b>	<b>Anhang</b>	<b>63</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>67</b>

# Abbildungsverzeichnis

1.1	Schematisches Profil einer Rotorblattes einer Windenergieanlage; Vergleich einer klassischen Steuerklappe mit einer formvariablen Struktur i.A.a [8]. . .	2
1.2	Darstellung des Flügels mit flexibler Hinterkante im Querschnitt mit den in der Arbeit verwendeten globalen und lokalen Koordinatensystemen. . . . .	3
2.1	Prinzipielles Aussehen und Funktionsweise von Microtabs an einem Flügelprofil [22] . . . . .	6
2.2	Genauere Darstellung der Mechanik der flexiblen Hinterkante im Querschnitt.	8
2.3	Detailausschnitt der Stringer 1 und 2 sowie deren Anbindung an die Struktur.	9
2.4	Foto der Stringer- und Spant-Versteifung eines Airbus A350 Rumpfes. [34] .	10
2.5	Prinzipielles Aussehen einer (a) T-Stringer Verbindung .(b) Eine L-Stringer Anbindung von Feih et al. [3]. (c) Eine alternative T-Stringer Form von Qin et al. [29]. (d) Häufig verwendete Form eines Omega Stringers. (e) Variation der Anbindungsform eines T-Stringers von Panigrahi et al. [10] . . . . .	11
2.6	Darstellung der verschiedenen Formen einer Klebeanbindung für einen L-Stringer. [3] Links: Kontrollierte Kleberform Rechts: Unkontrollierte Kleberform	13
2.7	Darstellung einer modifizierten elliptischen Kerngeometrie für genähte und genagelte T-Stringer. [10] . . . . .	14
2.8	Schematische Darstellung einer unidirektionalen Einzelschicht mit dem in der Arbeit verwendeten Orthotropieachsensystem. . . . .	16
2.9	Darstellung des <i>Ultimate Tensile Criterion over a zone</i> von Clark et al. [24] .	18
3.1	Vergleich der Netze der beiden erstellten FEM Modelle. . . . .	22
3.2	Schaubild (a) einer frei drehbaren Stoßverbindung zwischen Volumen- und Schalenelementen und (b) einer über eine Reihe von Knoten realisierten Anbindung . . . . .	22
3.3	Eingesetztes Modell zur Validierung des Einsatzes von Schalenelementen . .	24
3.4	Erste Hauptspannung [Pa] vom Schalenmodell (a) und vom 3D Modell (b) .	25
3.5	Vergleich der gemessenen Werte von Orifici at al. mit den eigenen Simulierten. [2]	27
3.6	Darstellung der aus dem Gesamtmodell gewonnenen Schnittlasten des Stringers bei verschiedenen Auslenkungen $\alpha$ . $x_{Stringer}$ ist die Wegvariable und wird jeweils von der Mittelebene aus in Stringerlängsrichtung gemessen. . . . .	29
3.7	Berechnung des Gesamtauslenkungswinkels $\alpha$ der formvariablen Flügelhinterkante aus der Knotenverdrehung des rechten Knoten der Mittelfläche. . . . .	29
3.8	Darstellung der nach der Theorie erster Ordnung berechneten maximal Biegespannung $\sigma_B$ . . . . .	30
3.9	Modell zur Untersuchung der Verdrehbarkeit eines Festkörpergelenks aus Hexply 913 GFK . . . . .	31

3.10	Darstellung des Tsai-Wu Kriteriums bei Variation der Gelenkhöhen in Modell 2. . . . .	32
3.11	Darstellung der maximalen ersten Hauptspannung in der Klebeschicht bei Variation der Gelenkhöhen in Modell 2. . . . .	32
3.12	Fotos der beiden für experimentelle Untersuchungen genutzten Proben. . . .	33
3.13	Darstellung des erstellten FEM Modells mit allen unabhängigen Parametern. .	35
3.14	FEM Submodell mit eingezeichneten Randbedingungen . . . . .	36
3.15	Vergleich Balkenkräfte des oberen Balkens bei Variation der Gelenkhöhen im Gesamtmodell. Die aerodynamischen Lasten wurden in dieser Rechnung vernachlässigt. . . . .	38
3.16	Darstellung der Parameterstudie von Stringer 1. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, weiterer variabler Parameter ist die Untere. Aerodynamische Lasten sind hier vernachlässigt. . . . .	39
3.17	Darstellung der Parameterstudie von Stringer 1. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, weiterer Parameter ist die Obere. Aerodynamische Lasten sind hier vernachlässigt. . . . .	39
3.18	Darstellung der Parameterstudie von Stringer 2. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, weiterer Parameter ist die Untere. . . . .	40
3.19	Darstellung 2 der Parameterstudie von Stringer 2 ohne aerodynamische Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, weiterer Parameter ist die Obere. . . . .	40
3.20	Vergleich der Balkenkraft von Stringer 1 mit und ohne aerodynamische Lasten. .	42
3.21	Darstellung 1 der Parameterstudie von Stringer 1 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert. . . . .	43
3.22	Darstellung 2 der Parameterstudie von Stringer 1 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert. . . . .	43
3.23	Darstellung 1 der Parameterstudie von Stringer 2 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert. . . . .	44
3.24	Darstellung 2 der Parameterstudie von Stringer 2 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert. . . . .	44
3.25	Darstellung der resultierenden ersten Hauptspannung in der Klebeschicht und des maximalen Tsai Wu Kriteriums der Faserverbundlagen bei verschiedenen Kraftangriffswinkeln $\nu$ . . . . .	46
3.26	Darstellung verwendeten FEM-Modells. . . . .	46
4.1	Aufbau A1 des Versuchsstandes für gerade Zugproben. . . . .	48
4.2	Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs der drei Zugversuche mit Versuchsaufbau A1. . . . .	51
4.3	Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs des Zugversuchs mit Versuchsaufbau B. .	52
4.4	Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs des Zugversuchs mit Versuchsaufbau A2. .	52
4.5	Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs des Zugversuchs mit Versuchsaufbau A3. .	53



---

4.6	Foto von Probe SB-90W-TEN-1 nach dem Zugversuch. . . . .	53
4.7	Vergleich zwischen Simulationen und Messungen mit Versuchsaufbau A1 . .	56
4.8	Verlauf von $\sigma_1$ in der Klebeschicht bei einer anliegenden Kraft von 18 kN/m. Spannungen in Pa . . . . .	56
4.9	Einfache Möglichkeit zum Vermindern der Verspannungseffekte in der dreh- baren Stringereinspannung.(a) Ausgangslage (b) Zusätzliche Bohrung in der Mitte . . . . .	58
5.1	Darstellung einer Möglichkeit der Umlagerung der Krafteinleitung in der form- variable Flügelhinterkante. . . . .	60
5.2	Darstellung einer Möglichkeit des rekursiven Vorgehens bei der Optimierung des Smartblade Modells . . . . .	60
A.1	Berechnung des zweiten Radius für einen tangentialen Übergang am Berühr- punkt. . . . .	63
A.2	Interpolation der Knotenverschiebung der Mittelfläche eines Lastfalls. . . .	65
A.3	Versuchsaufbau B . . . . .	65
A.4	Versuchsaufbau A2 . . . . .	66



# Symbolverzeichnis und Abkürzungsverzeichnis

## 1. Kennzeichnung durch Art der Schreibweise

$\underline{A}$ , $\underline{B}$ etc.	Vektoren
$r_o$ bzw. $r_u$	Hier: Radius oben bzw. unten im Submodell
$F_x$ bzw. $F_y$	Hier: Kraft in x- bzw y-Richtung

## 2. Symbole

<i>Abkürzung</i>	<i>Variable</i>	<i>Einheit</i>
$\alpha$	Gesamtauslenkungswinkel der Hinterkante	°
$\beta$	Auslenkung des Festkörpergelenks in Modell 1	°
$\gamma$	Verdrehwinkel der oberen Haut im Submodell, vgl. Abbildung 3.13	°
$\epsilon$	Vorauslenkung der Probekörper	°
$\nu$	Kraftangriffswinkel, vgl. Abbildung 3.25	°
$\Xi_{TW}$	Tsai-Wu Versagenskriterium	1
$\sigma_b$	Allgemein Biegespannung	MPa
$\sigma_i$	i-te Hauptspannung	MPa
$\phi$	Anbindungswinkel des Stringers im Submodell	°
$F_B$	In den Strenger eingeleitete Balkenkraft	N
$F_l$	Längskraft	N
$h_{dropoff}$	Länge des unteren Dropoffs im Submodell	mm
$h_{Gelenk}$	Gelenkhöhe des Festkörpergelenkes	mm
$I$	Flächenträgheitsmoment	mm <sup>4</sup>
$h_{Kraft}$	Höhe der Kraftanbindung im Submodell	mm
$\underline{lagen}_{haut}$	Orientierung der Lagen in der Hautschicht des Submodells	°
$M_b$	Biegemoment	MPa
$R_m$	Zugfestigkeit	MPa
$r_{stringer}$	Radius der Stringeranbindung im Submodell	mm



# Kurzfassung

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit der strukturellen Auslegung und Optimierung von geklebten L-Stringeranbindungen innerhalb des Projekts Smart Blades. Dazu wird auf ein bereits erstelltes Finite Elemente Gesamtmodell einer formvariablen Flügelhinterkante zurückgegriffen. Zur genaueren Untersuchung des mechanischen Spannungszustands werden die resultierenden Knotenverschiebungen und Antriebskräfte des Gesamtmodells in ein Submodell umgesetzt. Um in diesem Submodell die Anbindungsgeometrie zu optimieren, wird das Modell parametrisch aufgebaut. Die Parametrisierung erfolgt mithilfe der Skriptsprache APDL (Ansys Parametric Design Language) und dem Programm *Ansys® Academic Teaching Advanced, Release 14.0*.

Dieses parametrische Submodell wird im Anschluss mit verschiedenen Randbedingungen in einer Reihe von Parameterstudien untersucht und unter Berücksichtigung von Festigkeitskriterien der Faserverbundwerkstoffe und der Klebung ausgelegt. Die durchgeführten Untersuchungen zeigen, dass die als Festkörpergelenk ausgeführten L-Stringeranbindungen bei der geplanten Antriebskinematik keine ausreichende Festigkeit aufweisen.

Die Ergebnisse der Simulation werden im Anschluss durch verschiedene Experimente überprüft. Dazu werden zwei Versuchskörper ausgelegt, die eine für den betrachteten Fall anwendungsnahe Geometrie aufweisen. Aus den Ergebnissen der Versuche werden im Anschluss Rückschlüsse für zukünftige Simulationen und Experimente gezogen.

Schlagworte:

- Geklebte L-Stringer Versteifungen
- Finite Elemente Methode
- Submodelltechnik
- Faserverbundwerkstoffe



# Abstract

This paper works on the structural dimensioning and optimization of adhesively bonded single-L joint structures. It was written as part of the Project Smart Blades of the DLR. A submodelling approach was used in order to analyze the detailed stress distribution within the structure. The necessary node displacements and forces were taken out of a given Finite Element Model of the Smart Blade structure. The submodel was designed as highly parametric in order to be able to cover a large design space in the analysis. Therefore, the model was build up with the scripting language APDL(Ansys Parametric Design Language) within *Ansys®Academic Teaching Advanced, Release 14.0*.

The parametrical submodel was later analyzed with various boundary conditions in a number of parameter studies. The influences of the model parameters on the failure criteria for the composite and adhesive materials were evaluated and an optimal solution was found for the considered design space. However, the studies show that the connections of the L-Stiffener, which are designed as flexure hinges, are not capable of withstanding the high forces under operational conditions.

The results of the numerical studies were afterwards evaluated in experiments. Therefore, two test specimen were designed that represent an application-related geometry. The results of the experiments are used to give suggestions for improvements for future finite element models and experiments.

Keywords:

- Adhesively bonded single-L joint structures
- Finite Element Method
- Submodeling approach
- Composite Structures





# 1 Einleitung

Die Windenergieindustrie hat in den vergangenen Jahren ein stetiges Wachstum erlebt. Sowohl die Größe der Windenergieanlagen, als auch die Nennleistung sind dabei stetig angestiegen, sodass Anlagen mit Spitzenwerten von 7 MW und Rotordurchmessern von bis zu 160 m bereits zum Stand der Technik zählen. Aktuelle Weiterentwicklungen der Windenergieanlagen verfolgen dabei insbesondere das Ziel, die Kosten pro kWh Energie immer weiter zu verringern. Durch die dazu notwendige Vergrößerung stoßen die Anlagen allerdings in den letzten Jahren an die Grenzen der Umsetzbarkeit mit den aktuell eingesetzten Technologien. Ein Hauptgrund ist dabei in einem Grundprinzip zu finden, dem Square Cube Law: Werden Windenergieanlagen in alle drei Raumdimensionen hochskaliert, wachsen die auftretenden Belastungen mit der dritten Potenz, die Leistung dagegen quadratisch. Dieser Zusammenhang stellt ein wesentliches Hindernis auf dem Weg zu größeren Rotordurchmessern dar. [6] Eine Möglichkeit, diese konzeptbedingte Grenze zu verschieben besteht darin, die auftretenden Betriebslasten zu verringern. Windenergieanlagen werden durch die komplexen turbulenten Strömungsverhältnisse in der atmosphärischen Grenzschicht in einem breiten Frequenzspektrum angeregt. Berg et. al [8] konnten zeigen, dass die größten dynamischen Belastungen durch die ersten beiden Biegeeigenformen der Rotorblätter in das System eingebracht werden. Zur Anpassung an die wechselnden Windlasten sind moderne, pitch-geregelte Windenergieanlagen mit aktiv drehbaren Rotorblättern ausgestattet. Eine schnelle Anpassung an wechselnde Randbedingungen im Bereich mehrerer Aktionen pro Umdrehung kann mit diesem System allerdings aufgrund der hohen Trägheitsmomente der Rotorblätter nicht gewährleistet werden.

Eine Möglichkeit, eine schnellere Anpassung zu ermöglichen, ist die aktive Änderung der Profilgeometrie. Eine Änderung der Profilgeometrie führt direkt zu sich ändernden Strömungsverhältnissen und somit zu sich ändernden Lasten auf den Gesamtrotor. Im Falle von Flugzeugen wird diese Möglichkeit schon seit langer Zeit in Form von Steuerklappen genutzt. Steuerklappen können die aerodynamischen Eigenschaften eines Flügels ändern, indem sie z.B. an der Hinterkante angebracht um eine Drehachse geschwenkt werden<sup>1</sup>. Durch die starke Schwenkbewegung der Steuerklappe entsteht allerdings ein Krümmungssprung im Profil,

---

<sup>1</sup>vgl. Abbildung 1.1

welcher sich ungünstig auf die Gleitzahl des Profils auswirkt [8]. Eine Möglichkeit, diese Verhalten zu entschärfen, besteht in der Konstruktion von formvariablen Strukturen. Der Vorteil von formvariablen Strukturen wird in Abbildung 1.1 deutlich. Während Steuerklappen einen abrupten Übergang zwischen zwei Bauteilen entstehen lassen, bietet die formvariable Struktur einen sanften Übergang. Dadurch entsteht i.A. eine höhere und somit bessere Gleitzahl des Profils. [8]

Mehrere dieser neuen Ansätze für Morphing Wings werden im Verbundprojekt Smart Blades vom Fraunhofer-Institut für Windenergie und Energiesystemtechnik (IWES), dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und ForWind erforscht. Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich dabei mit einem Teilprojekt innerhalb eines Konzeptes einer formvariablen Flügelhinterkante. Wilson et al. [7] konnten in einer Studie zeigen, dass eine formvariable Flügelhinterkante dazu in der Lage ist, die Biegemomente an der Rotorblattwurzel um 20 % bis 32 % zu verringern. Dazu untersuchten sie ein Simulationsmodell mit einer um  $\pm 20^\circ$  verformbaren Hinterkante. Diese Verringerung der Betriebslasten ermöglicht eine Verlängerung der Rotorblätter um 10% und damit einen signifikant höheren Energieertrag des Systems. Abbildungen 1.2 und 2.2 zeigen das in dieser Arbeit untersuchte Konzept einer formvariablen Flügelhinterkante. Grundsätzlich kann die Hinterkante über eine vorgeschaltete Kinematik durch einen einzelnen Linearaktor nach oben und unten verformt werden. Um diese Verformung zu ermöglichen, werden die Profilober- und unterfläche durch Stringer miteinander verbunden. Diese Stringer haben mehrere Aufgaben:

- Die grundlegende Form des Profils soll auch bei großen Verformungen nicht verloren gehen. Die Stringer dienen als Abstandhalter der Ober- und Unterfläche und müssen daher zug- und drucksteif ausgelegt werden.
- Um die in Abbildung 1.2 dargestellte Verformung zu ermöglichen, müssen die Stringer

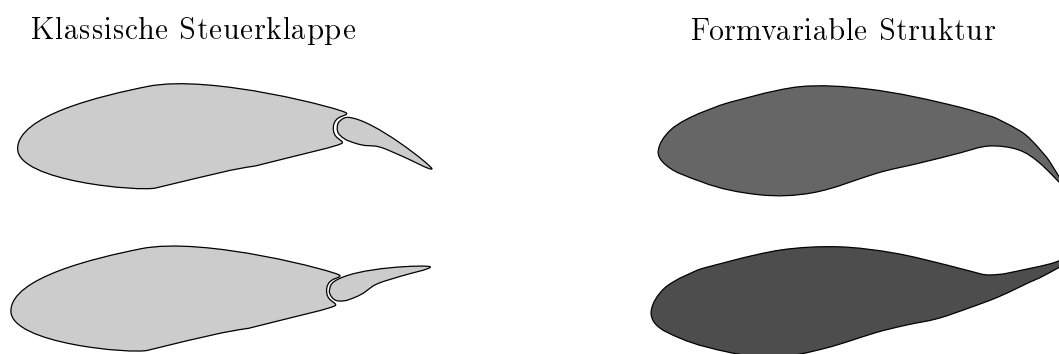


Abbildung 1.1: Schematisches Profil einer Rotorblatts einer Windenergieanlage; Vergleich einer klassischen Steuerklappe mit einer formvariablen Struktur i.A.a [8].

biegeweich gegenüber der Ober- Unter- und Mittelfläche<sup>2</sup> angebracht werden.

- Die beiden in Abbildung 2.2 links dargestellten Stringer 1 und 2 werden zusätzlich als Lasteinleitungspunkte eingesetzt und werden daher mit Quer- und Längskräften sowie daraus resultierenden Biegemomenten belastet.

Die drei genannten Anforderungen zeigen einen zentralen Zielkonflikt des vorgestellten Konzeptes: Auf der einen Seite soll die Stringeranbindung biegeweich ausgelegt werden, damit die Verformung nicht nur überhaupt ermöglicht wird, sondern damit auch die Aktorkräfte im realisierbaren Rahmen bleiben. Auf der anderen Seite werden über eben diese Stringer auch die Lasten zur Verformung in das System eingeleitet. Um eine biegeweiche Anbindung bei gleichzeitig guter Fertigbarkeit zu ermöglichen werden die Stringer in dieser ersten Studie über Festkörpergelenke an die Flächen angebunden. Da die Belastbarkeit dieser feinen Festkörpergelenke allerdings begrenzt ist, muss im Verlauf dieser Arbeit ein Kompromiss zwischen der Anforderung einer biegeweichen Anbindung und der Festigkeit der Struktur gefunden werden.

Zur Lösung dieser Problemstellung wird in dieser Arbeit im ersten Schritt auf relevante Ausschnitte aus der Literatur eingegangen. Aus den Ergebnissen dieser Betrachtung werden offene Punkte abgeleitet, die in einer anschließenden simulativen Betrachtung genauer untersucht werden. Im Anschluss werden die Ergebnisse dieser Simulationen in experimentellen Untersuchungen validiert. Abschließend werden Rückschlüsse aus den durchgeführten Versuchen gezogen und mit den Simulationen verglichen.

---

<sup>2</sup>Benennungen sind in Abbildung 2.2 angegeben

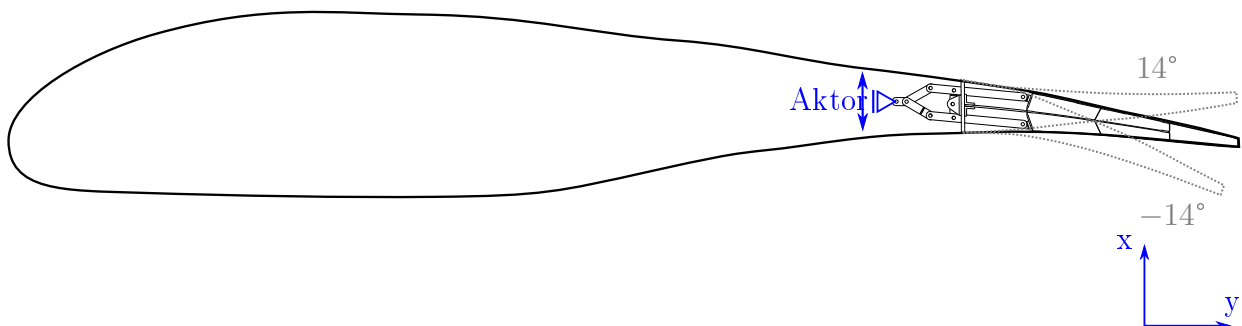


Abbildung 1.2: Darstellung des Flügels mit flexibler Hinterkante im Querschnitt mit den in der Arbeit verwendeten globalen und lokalen Koordinatensystemen.



## 2 Stand der Wissenschaft und Technik

### 2.1 Aktuelle Trends der Windenergieindustrie mit besonderem Bezug zu Rotorblättern

Wie bereits in Kapitel 1 angesprochen, zeigt sich schon seit vielen Jahren der Trend zu immer größeren Windenergieanlagen mit immer höherer Nennleistung. Für die Zukunft prognostizieren eine Vielzahl von Autoren ein weiteres Wachstum der Anlagen.

Um eine Umsetzbarkeit dieser Ziele zu ermöglichen, forschen eine Vielzahl von Unternehmen, Universitäten und Forschungseinrichtungen an neuen Konzepten für Rotorblätter. Ein Hauptziel der Erforschung dieser intelligenten Rotorblätter für Windenergieanlagen ist die Senkung der statischen und dynamischen Lasten auf die Gesamtanlage. Durch eine Senkung der eingebrachten Lasten können vor allem auch Materialeinsparungen an anderen Baugruppen, wie dem Antriebsstrang und dem Turm erreicht werden, sodass die Gesamtkosten von Windenergieanlagen verringert werden können [1].

Die aktuell durchgeführte Forschung im Bereich dieser neuartigen Rotorblätter lässt sich grundlegend in zwei Bereiche einteilen: *aktive* und *passive* Anpassung: [19]

- Bei der *passiven* Anpassung reagiert das System ohne aktive Einwirkung aufgrund seines grundlegenden Aufbaus auf sich ändernde Windlasten. Einige noch heute betriebene Anlagen arbeiten mit der Leistungsbegrenzung durch Strömungsabriss<sup>1</sup> als passive Anpassung. Diese Art der Leistungsbegrenzung wird bei Windenergieanlagen mit konstanter Betriebsdrehzahl eingesetzt und beruht darauf, dass hohe Windgeschwindigkeiten zu einem Strömungsabriss an der Saugseite des Profils führen und dadurch weniger Rotationsenergie in das System eingebracht wird. [27]. Andere Ansätze wie Zug-Torsions- und Biege-Torsions Kopplung sind zur Zeit noch Gegenstand der Forschung [20].
- Bei der *aktiven* Anpassung werden die aerodynamischen Eigenschaften des Profils auf Grundlage der Auswertung von geeigneten Sensordaten durch einen Mikroprozessor an die momentanen Windlasten aktiv angepasst. Die einzige schon heute eingesetzte aktive

---

<sup>1</sup>englisch:stall control

Formkontrolle ist die individuelle Blattkontrolle durch Verdrehung der Rotorblätter (Pitch) [19]. Das ideale Ziel der modernen Entwicklungen in diesem Bereich ist eine in azimuthaler und spannweitischer Richtung uneingeschränkte Anpassbarkeit des Profils. Aus regelungstechnischer Sicht bieten aktive Strukturen im Vergleich mit Passiven besonders bei instationären Strömungen eine weitaus bessere Flexibilität [21]. Dazu gibt es eine Vielzahl verschiedener Ansätze, die im Folgenden kurz vorgestellt werden.

### Konzepte zur aktiven Anpassung des Rotorprofils von Windenergieanlagen (vgl. [19])

1. **Steuerklappen und formvariable Strukturen:** Die beiden Konzepte wurden in Kapitel 1 dargestellt.
2. **Microtabs:** Abbildung 2.1 zeigt eine Prinzipskizze des Microtab-Konzepts. Es handelt sich dabei um aktiv ausfahrbare Flächen an der Hinterkante des Profils. Die ausfahrbare Länge dieser Flächen liegt in etwa in der Größenordnung der fluidodynamischen Grenzschicht. Das Ausfahren der Microtabs führt zu einer Veränderung der Umströmung der Hinterkante und ändert dadurch den Auftrieb des Profils. Der Einfluss von Microtabs auf die Strömungseigenschaften des Profils ist in seiner Größenordnung vergleichbar mit dem Einfluss von klassischen Steuerklappen. Zusätzlich kann durch die vergleichsweise geringe Größe der Microtabs eine sehr kurze Ansprechzeit realisiert werden [19].

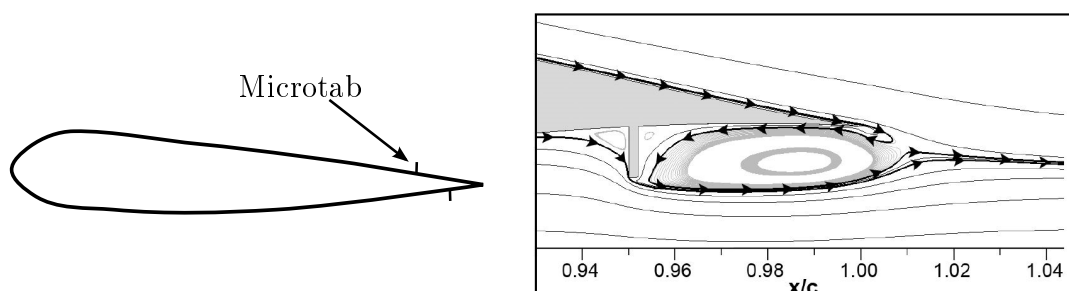


Abbildung 2.1: Prinzipielles Aussehen und Funktionsweise von Microtabs an einem Flügelprofil [22]

3. **Aktive Verdrehung:** Bei diesem vor allem im Bereich der Helikopter untersuchten Konzept werden die Rotorblätter über ihre gesamte Länge oder über Teilbereiche aktiv tordiert. Als Aktoren werden für dieses Konzept häufig piezoelektrische Keramiken

eingesetzt. Als Nachteil wird bei dieser Methode die fehlende Möglichkeit einer spannungweitig unabhängigen Anpassung genannt. Da eine Torsion des Profils in der Nähe der Blattwurzel unweigerlich auch zu einer Verdrehung der Profilspitze führt, sind alle Profilquerschnitte mit der Verdrehung des weiter innen liegenden Bereichs gekoppelt. Die Freiheitsgrade des Systems sind dadurch eingeschränkt. Außerdem sind die erzielbaren Verformungen bei Rotorblättern für Windenergieanlagen nach Einschätzung von Barlas et al. sehr gering [19].

## 2.2 Das Projekt Smart Blades

Das Projekt Smart Blades verfolgt das Ziel, die Machbarkeit sowohl aktiver als auch passiver Technologien intelligenter Rotorblätter zu demonstrieren und in fertige Konstruktionsunterlagen umzusetzen. Die Ergebnisse der Arbeiten sollen im nächsten Schritt Anlagenherstellern die Möglichkeit geben, intelligente Technologien in ihren Rotorblättern einzusetzen und Aufschlüsse über die wirtschaftlichen Möglichkeiten aufzeigen. Zur Umsetzung können die Projektpartner ForWind, Fraunhofer IWES und DLR auf einen großen Erfahrungsschatz in der Fertigung und Simulation von Faserverbundstrukturen sowie aerodynamischen Simulationen zurückgreifen. [6]

Innerhalb des Projekts werden drei Konzepte für Smart Blades genauer untersucht:

1. Passive Smart Blades mit Verformungskopplung
2. Smart Blades mit aktiver Hinterkante
3. Smart Blades mit aktivem Vorflügel

Die vorliegende Arbeit bewegt sich dabei im Themenfeld des zweiten Punktes, d.h. der aktiven Hinterkante und beschäftigt sich mit einer Detailuntersuchung einer Problemstellung innerhalb dieses Konzeptes. Die folgenden Ausführungen beziehen sich daher auf dieses zweite Konzept innerhalb des Projekts Smart Blades. Zur Ausarbeitung der drei Themen wurde vom Fraunhofer IWES eine Anlage als Referenz festgelegt. Tabelle A.1 zeigt die Daten der Referenzanlage. Mit einer Nennleistung von 7.5 MW und einem Rotordurchmesser von 160 m stellt die geplante Anlage den aktuellen Standard für große Windenergieanlagen dar.

### Entwicklung einer aktiven Hinterkante am DLR

Aufbauend auf den vom IWES gegebenen Daten wurde am DLR eine Hinterkante entwickelt, die durch eine interne Kinematik ihre Neigung und somit die aerodynamischen Eigenschaften

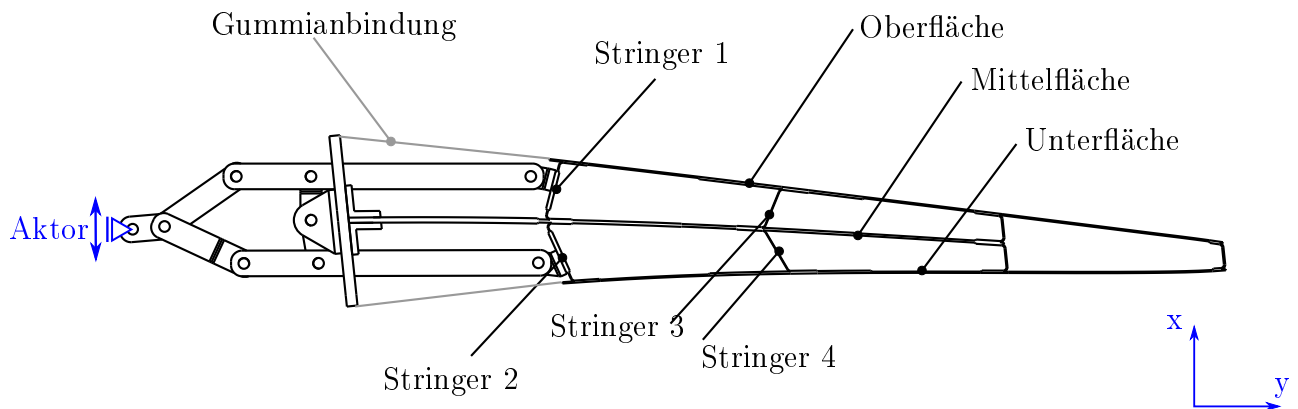


Abbildung 2.2: Genauere Darstellung der Mechanik der flexiblen Hinterkante im Querschnitt.

des Profils verändern kann. Abbildung 2.2 zeigt die geplante formvariable Flügelhinterkante im Querschnitt. Grundsätzlich besteht die Hinterkante aus einer Ober-, einer Mittel- und einer Unterfläche. Die Ober- und Unterfläche bilden zusammen das aerodynamische Profil der Hinterkante und sind an je drei Punkten mit der Mittelfläche verbunden. Die Anbindung wird dabei durch Stringer realisiert, die mit Festkörpergelenken an die Haut angebunden werden.

Erste strukturmechanische Berechnungen der in Abbildung 2.2 dargestellten Hinterkante mit Hilfe eines Finite Element Modells (Im Folgenden *Gesamtmodell* genannt) zeigen, dass die Randfaserdehnungen der Ober- Unter- und Mittelfläche sowie die Kräfte innerhalb der Antriebsmechanik als unkritisch zu bewerten sind. Aufgrund fehlender Simulationen und Versuche kann allerdings noch keine Aussage über die Festigkeit der Stringer sowie deren Anbindung an die Haut gemacht werden. Abbildung 2.3 zeigt die Anbindung der Stringer im Detail. Hervorzuheben ist an dieser Stelle besonders die in einigen Lastfällen auftretende ungünstige Schälbelastung der Klebeanbindung der L-Stringer. Schälspannungen führen bei Klebeflächen aufgrund sehr kleiner Einwirkflächen zu hohen Spannungsspitzen, die schon bei vergleichsweise geringen Lasten zu einem Versagen der Klebeschicht führen können [28]. Da eine solche L-Stringer Anbindung allerdings fertigungstechnisch sehr gut hergestellt werden kann, wird das Konzept trotz dieser Schwachstelle genauer untersucht.

Stringer Anbindungen werden in der Praxis in verschiedenen Bereichen eingesetzt und sind bereits umfangreich untersucht worden. Im Folgenden wird deswegen zunächst ein Überblick über Einsatzgebiete gegeben.



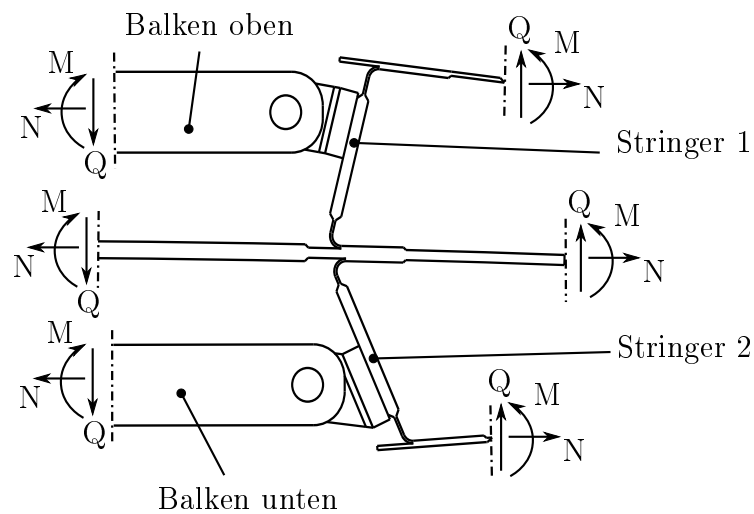


Abbildung 2.3: Detailausschnitt der Stringer 1 und 2 sowie deren Anbindung an die Struktur.

## 2.3 Einsatz von Stringern in der Technik

In den Pioniertagen der Luftfahrttechnik wurde eine Funktionstrennung der aerodynamischen Oberflächen und der Bauteile zur Lastaufnahme vorgesehen. Während Querkräfte, Biegemomente und Torsionsbelastungen durch Fachwerkstrukturen aufgenommen wurden, bildeten Stoffbespannungen in vielen Fällen die aerodynamischen Außenflächen. [32]

Im Sinne des Leichtbaus kann allerdings eine große Gewichtsreduzierung erzielt werden, wenn gerade die aerodynamischen Außenflächen ebenfalls zur Lastaufnahme genutzt werden. Das zur Berechnung von Biege- bzw. Torsionssteifigkeit entscheidende Flächenträgheitsmoment wächst quadratisch mit dem Abstand der Fläche zur neutralen Faser. Außenflächen bieten daher schon positionsbedingt eine optimale Möglichkeit zur Erhöhung der Steifigkeit des Systems.

In modernen Bauweisen von Flugzeugen, Schiffen, Raketen und vielen weiteren Anwendungen übernimmt die Außenhaut aus diesem Grund erhebliche Teile der Torsions- und Biegebelastung. Dabei tritt allerdings ein Problem auf: In Bereichen großer Druckkräfte kommt es in der dünnen Hautschicht zu Stabilitätsproblemen durch Beulen. Um dieses Problem zu umgehen, werden Stringer zur Längsversteifung eingesetzt. Zusammen mit Spanten als Querversteifung bilden Stringer wie in Abbildung 2.4 dargestellt einen Teil der tragenden Struktur der Maschinen aus. Stringer wird also Oberbegriff für ganz verschieden ausgeprägte Versteifungselemente großflächiger Plattenstrukturen verwendet. Abbildung 2.5 zeigt eine Auswahl von verschiedenen eingesetzten Formen. Eine Vielzahl von Autoren untersucht die Anbindungen dieser Stringer in verschiedenen Anwendungsfällen. Im Folgenden werden einige der Ergebnisse dieser Arbeiten zunächst allgemein zusammengefasst und anschließend



Abbildung 2.4: Foto der Stringer- und Spant-Versteifung eines Airbus A350 Rumpfes. [34]

deren Relevanz für die vorliegende Arbeit bewertet.

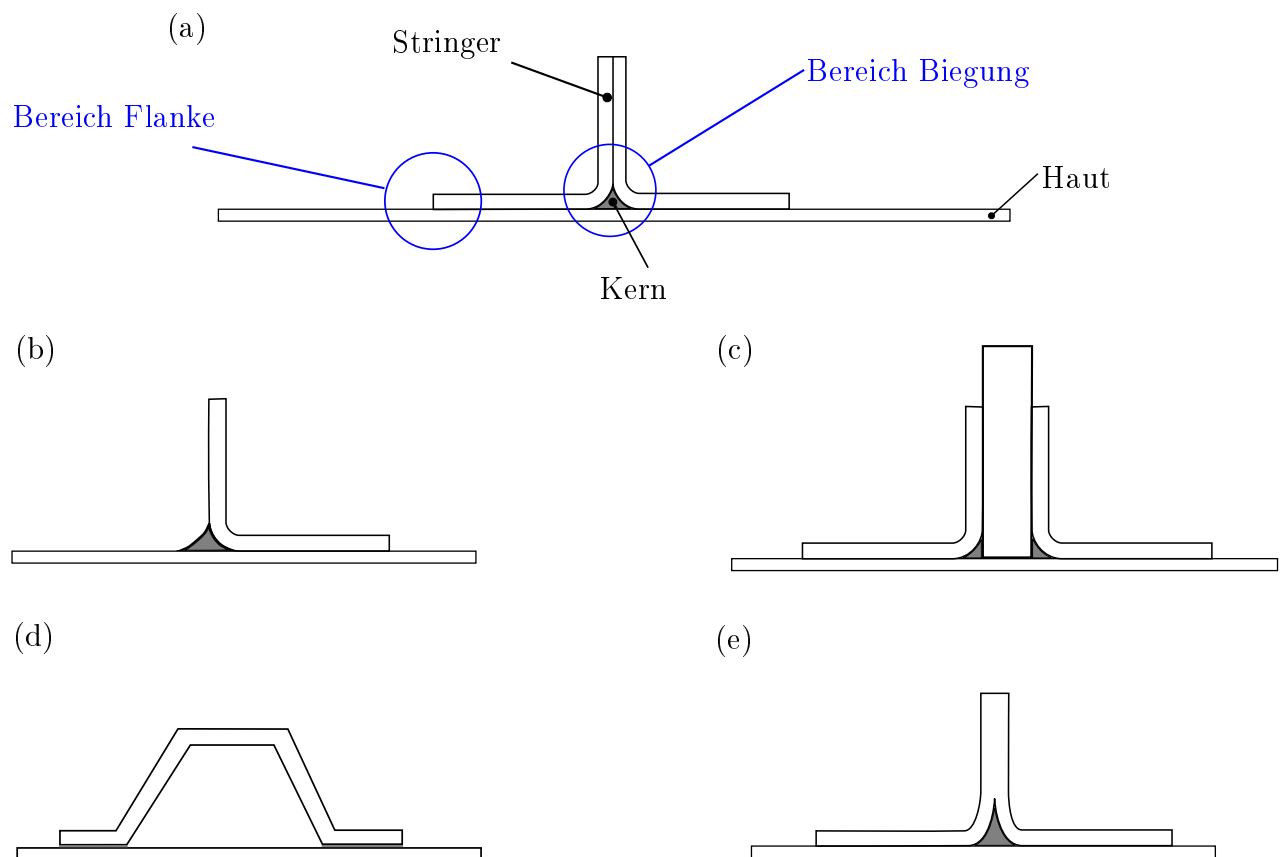


Abbildung 2.5: Prinzipielles Aussehen einer (a) T-Stringer Verbindung. (b) Eine L-Stringer Anbindung von Feih et al. [3]. (c) Eine alternative T-Stringer Form von Qin et al. [29]. (d) Häufig verwendete Form eines Omega Stringers. (e) Variation der Anbindungsform eines T-Stringers von Panigrahi et al. [10]

## 2.4 Literaturrecherche zu Stringer-Haut Anbindungen

Orifici et al. [2] untersuchten in ihrer Arbeit die Festigkeit großflächiger Plattenstrukturen mit T-Stringerversteifungen. Als Teil des Projekt COCOMAT<sup>2</sup> setzten sie sich das Ziel, das Verhalten von versteiften Faserverbundflächen im Nachbeulbereich zu untersuchen. Da versteifte Plattenelemente aus Faserverbunden auch nach Erreichen einer kritischen Beullast noch große Kapazitäten zur Lastaufnahme aufweisen, wird in der detaillierten Untersuchung des Nachbeulbereichs ein großes Potential zur Gewichtsreduzierung dieser Bauteile gesehen. In ihrer Arbeit untersuchten Orifici et al. einen Haut-Stringer Ausschnitt sowohl numerisch als auch experimentell mit zwei verschiedenen Belastungsarten, die typisch für den Nachbeulbereich von versteiften Platten sind. Die Proben wurden aus einem IM7/8552 CFK-Prepreg mit der in Abbildung 2.5(a) gezeigten Geometrie gefertigt und in verschiedenen Zug- und Druckversuchen untersucht. Dazu wurden die Proben beidseitig auf der Haut fest eingespannt und über den Stringer belastet. Die experimentelle Untersuchung zeigte eine hohe Streuung der einzelnen Proben hinsichtlich ihrer Versagensart und besonders ihrer Versagenslasten. Zugtests von zehn gleichen Proben versagten nach Auslenkungen zwischen 2,8 mm und 3,8 mm im Bereich der Biegung oder im Bereich der Flanken<sup>3</sup>. Zur numerischen Untersuchung wurde das Modell als 2D Ausschnitt berechnet. In einer Voruntersuchung konnten Orifici et al. zeigen, dass die 2D Berechnung gut mit vergleichbaren 3D Modellen übereinstimmt. Zur Bestimmung des Versagenspunktes wendeten Orifici et al. das Tsai-Wu Kriterium an und fanden eine gute Übereinstimmung zwischen Simulation und Experiment.

Feih et al. [3] und [4] untersuchten geklebte L-Stringer Verbindungen<sup>4</sup> unter Biege- und Zuglasten sowohl numerisch als auch experimentell. Als Material kam dabei ein Kohlefaser-verstärkter Kunststoff (HTA/977-2) zur Anwendung. Besonderes Augenmerk legten Feih et al. dabei auf die Form der Klebeanbindung und den Ort der Schadensinitiierung. Als Kleber kamen zum Einen Hysol EA 9394/2 und zum Anderen Hexcel DLS 1436 zum Einsatz. Abbildung 2.6 zeigt die verschiedenen untersuchten Formen der Klebeverbindung. Es stellte sich eine deutliche Abhängigkeit der maximalen Belastbarkeit von der Kleberform heraus. Beim Hysol Kleber wurde das Versagen in allen Fällen im Radius initiiert und wanderte dann weiter bis zu einer Delamination zwischen einer äußeren 45° Lage und der anliegenden 0° Lage. Der DLS Kleber konnte durch seine geringere Sprödigkeit bis zu 30% höhere Lasten ertragen. Außerdem kommen Feih et al. zu dem Schluss, dass das Versagen beim DLS Kleber zunächst als Delamination initiiert wurde und erst danach zu einem Versagen des Klebers führt, beim DLS Kleber ist also die Festigkeit vom Faserverbund das begrenzende Kriterium.

---

<sup>2</sup>Improved MATERIAL Exploitation at Safe Design of COMposite

<sup>3</sup>Bereiche vgl. Abbildung 2.5

<sup>4</sup>vgl. Abbildung 2.5(b)

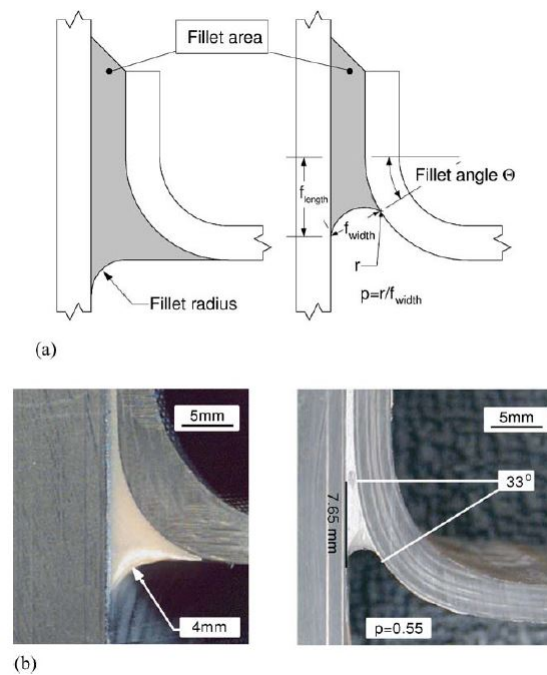


Abbildung 2.6: Darstellung der verschiedenen Formen einer Klebeanbindung für einen L-Stringer. [3] Links: Kontrollierte Kleberform Rechts: Unkontrollierte Kleberform

Unter reiner Biegebelastung wurde dagegen in allen Fällen eine Delamination im Bereich des Stringers beobachtet.

Panigrahi et al. [10] untersuchten numerisch T-Stringer mit verschiedenen Kernformen unter Zuglast. Besonderes Augenmerk richteten Panigrahi et al. dabei neben der Vorhersage der Schadensinitiierung mit Hilfe des Tsai Wu Kriteriums auch auf die Vorhersage der Schadensentwicklung mit Hilfe der Schadensmechanik. Als optimale Kernform schlugen Panigrahi et al. die in Abbildung 2.7 dargestellte modifizierte Ellipse vor. Zusätzlich schlugen Panigrahi et al. vor, die Flanken jeweils durch eine Vernähung oder durch Titannägel zu verstärken. Diese Verstärkung soll eine Delaminierung an den Flanken vermeiden.

Hélén et al. [11] untersuchten ebenfalls numerisch und experimentell T-Stringer Anbindungen unter Zuglasten. In diesem Fall wurde die Schwachstelle im Bereich der Flanken experimentell entfernt, indem die Stringer an den Flanken eingespannt wurden. Dadurch wird die Schadensinitiierung im Bereich der Biegung erzwungen. Zur Vorhersage der Delamination wurde ein Hauptspannungskriterium verwendet und es zeigten sich gute Übereinstimmungen zu den experimentellen Daten. Die weitere Delamination wurde mit speziellen Kontaktelementen weiterverfolgt.

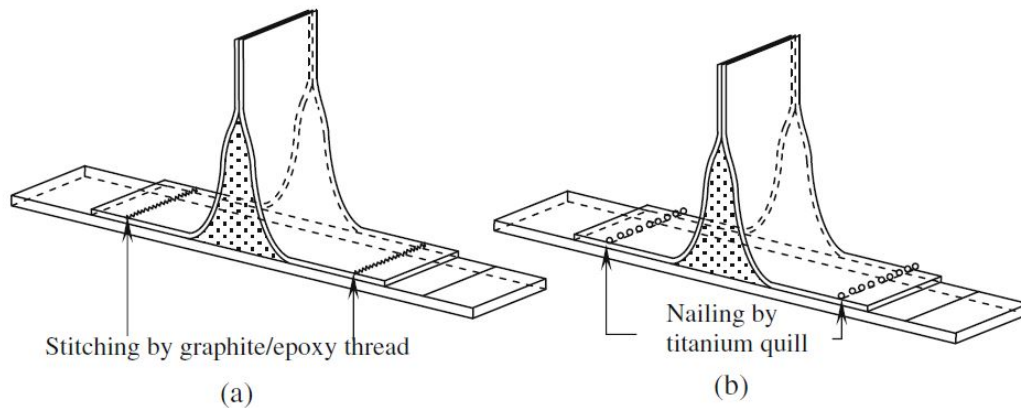


Abbildung 2.7: Darstellung einer modifizierten elliptischen Kerngeometrie für genähte und genagelte T-Stringer. [10]

## 2.5 Gegenstand dieser Arbeit

In allen vorgestellten Anwendungen wurden die Stringer als Versteifungselemente für dünnwandige Plattenstrukturen verwendet. Dabei wurden verschiedene Lageraufbauten und Randbedingungen sowohl experimentell als auch numerisch untersucht. Im Hinblick auf die vorliegende Arbeit zeigen sich aber zwei zentrale Unterschiede, die die vorliegende Problemstellung vom Stand der Wissenschaft und Technik unterscheidet:

- Im Falle der vorderen Stringer 1 und 2 (s. Abbildung 2.2) wird die Anbindung direkt als Krafteinleitungspunkt genutzt. Die Auswirkungen der daraus resultierenden Querkkräfte und Biegemomente wurden in bisherigen Arbeiten bis auf wenige Ausnahmen [4] nicht untersucht.
- Die in der Literatur untersuchten Stringeranbindungen waren allesamt ein vielfaches steifer ausgelegt als in der vorliegenden Untersuchung. Im Falle der formvariablen Flügelhinterkante ist eine geringe rotatorische Steifigkeit zum Anbindungspunkt durch das notwendige Festkörpergelenk schon prinzipbedingt.

Diese beiden Unterschiede zeigen, dass die Anbindung zur Beurteilung der Festigkeit bei den gegebenen Randbedingungen genauer untersucht werden muss. Die vorliegende Arbeit setzt sich daher das Ziel, die statische Festigkeit der Stringer-Haut Anbindung im Projekt Smart Blades zu untersuchen und Vorschläge zur Verbesserung der Struktur zu nennen.

Dazu wird ein Finite Element Modell der Anbindungsstelle aufgebaut und unter Berücksichtigung von Festigkeitskriterien optimiert. Die für die vorhandene Problemstellung relevanten Versagenskriterien werden daher im Folgenden Kapitel kurz vorgestellt. Im ersten Schritt wird in Kapitel 3 ein parametrisches Detailmodell einer Anbindungsstelle zwischen Stringer

und Haut aufgebaut und mit verschiedenen Parameterkombinationen untersucht. Aus den Ergebnissen dieser Untersuchung werden Probekörper dimensioniert, die in späteren Versuchen zur Validierung des Simulationsmodells genutzt werden können. Um die Stringeranbindung mit anwendungsnahen Randbedingungen untersuchen zu können, wird im nächsten Schritt ein parametrisches Submodell aufgebaut. Aus den Ergebnissen von Parameterstudien dieses Submodells werden dann Änderungsvorschläge für die Anbindungsdimensionierung abgeleitet.

Zur Verifikation der numerischen Ergebnisse wird im Anschluss ein Experiment an einem Zugversuchsprüfstand aufgebaut, mit dem mehrere Probekörper untersucht werden. Aus den Rückschlüssen der Experimente können dann gegebenenfalls Verbesserungen am Simulationsmodell vorgenommen werden.

Im nachfolgenden Abschnitt werden zunächst relevante Versagenskriterien betrachtet, die in den Simulationen zur strukturellen Auslegung genutzt werden.

## 2.6 Grundlagen der relevanten Versagenskriterien

### 2.6.1 Versagenskriterien von Faserverbundwerkstoffen

Faserverbundwerkstoffe zeichnen sich im Vergleich mit klassischen Ingenieurwerkstoffen, wie Stählen oder Aluminiumlegierungen, durch ein hochkomplexes Schadensverhalten aus. Grund dafür ist der stark inhomogene Aufbau aus steifen Endlosfasern (i.A. Glasfasern, Aramid oder Kohlefasern) und im Vergleich dazu weichem Matrixmaterial (z.B. Thermoplastische Kunststoffe oder Epoxidharze). Diese Inhomogenitäten führen zu komplexen, dreidimensionalen Spannungszuständen im Material, die analytisch nur in begrenztem Ausmaß und numerisch nur mit hohem Aufwand genau zu bestimmen sind. Abbildung 2.8 zeigt schematisch den Aufbau einer unidirektionalen Einzelschicht eines Faserverbundes mit den in dieser Arbeit verwendeten Bezeichnungen für das Orthotropieachsensystem. Wie in [12] dargestellt, können die mechanischen Beanspruchungen auf ein Element einer solchen unidirektionalen Schicht zu vier Basis-Beanspruchungen zusammengefasst werden.

- die Längs-Beanspruchung  $\sigma_{\parallel} = \sigma_1$
- die Quer-Beanspruchung  $\sigma_{\perp} = \sigma_2 = \sigma_3$
- die Quer-Längs, bzw. Längs-Quer-Schubbeanspruchung  $\sigma_{\perp\parallel} = \tau_{31} = \tau_{21}$
- die Quer-Quer-Schubbeanspruchung  $\tau_{\perp\perp} = \tau_{32}$

Zur Festigkeitsbetrachtung einer solchen Einzelschicht müssen die zugehörigen Basis-Festigkeiten experimentell ermittelt werden. Bei Normalbeanspruchungen muss zwischen Zug- und

Drucklasten unterschieden werden, da sie unterschiedliche Versagensformen bewirken [12]. Tabelle 2.1 zeigt die gebräuchlichen Benennungen der aus Experimenten ermittelten Basis-Festigkeiten.

Zur Beurteilung des Versagens einer unidirektionalen Schicht muss weiterhin zwischen zwei verschiedenen Versagensarten unterschieden werden: [12]

1. Faserbruch (Fb). Der Faserbruch wird durch faserparallele Belastung hervorgerufen. Der zugehörige Riss trennt die Fasern quer zu Ihrer Längsorientierung und entsteht bei vergleichsweise sehr hohen Beanspruchungen, die Festigkeiten  $R_{||}$  sind also sehr groß.
2. Zwischenfaserbruch (Zfb). Der Zwischenfaserbruch verläuft parallel zur Längsorientierung der Fasern und durchtrennt die betroffene UD-Schicht meist vollständig. Häufig erkennt man Zfb zusätzlich daran, "dass nicht dem Ziel von Faserverbundwerkstoffen entsprechend die hohen Faserfestigkeiten erreicht und genutzt werden, sondern vorab - bei deutlich niedrigeren Beanspruchungen - Versagen auftritt." [12](S. 346)

Puck et al. [13] [14] [15] hatten schon sehr früh zwischen diesen beiden Versagensarten unterschieden und eine Methodik vorgeschlagen, mit dem das Versagen vorhergesagt werden kann. Puck stellte eine Reihe von Versagenskriterien auf, die jeweils für einen gegebenen Spannungszustand die Festigkeit für Faserbruch und die Festigkeit für Zwischenfaserbruch bewerten.

Ein weiteres häufig eingesetztes Kriterium für das Versagen von Faserverbundstrukturen ist das Tsai-Wu Kriterium [9]. Im Gegensatz zum Puck-Kriterium wird in diesem Fall nicht zwischen den verschiedenen Schadensmodi Faserbruch und Zwischenfaserbruch unterschieden, sondern ein Ansatz gewählt, der nur eine Gesamtbewertung ermöglicht. Der Vorteil dieses Kriteriums besteht darin, dass es einfach anzuwenden ist und dass es in relevanten Anwen-

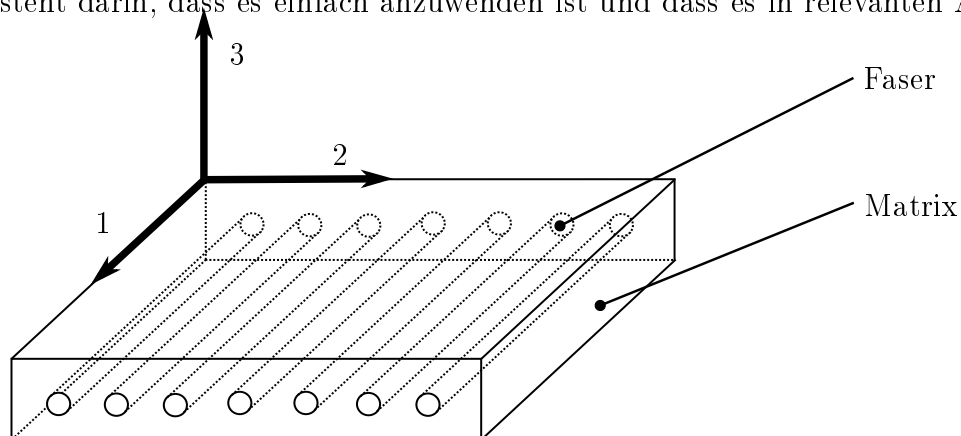


Abbildung 2.8: Schematische Darstellung einer unidirektionalen Einzelschicht mit dem in der Arbeit verwendeten Orthotropieachsensystem.



Tabelle 2.1: Zusammenstellung der Basis-Beanspruchungen und der dazugehörigen Basis-Festigkeiten; Index<sup>+</sup>: Zug; Index<sup>-</sup>: Druck, aus [12]

	Basis-Beanspruchung		Basis Festigkeit
Normalbeanspruchung	$\sigma_{  }^+$	$\rightarrow$	$R_{  }^+$
"	$\sigma_{  }^-$	$\rightarrow$	$R_{  }^-$
"	$\sigma_{\perp}^+$	$\rightarrow$	$R_{\perp}^+$
"	$\sigma_{\perp}^-$	$\rightarrow$	$R_{\perp}^-$
Schubbeanspruchung	$\tau_{\perp  }$	$\rightarrow$	$R_{\perp  }$
"	$\tau_{\perp\perp}$	$\rightarrow$	$R_{\perp\perp}$

dungen gute Übereinstimmungen mit experimentellen Ergebnissen aufweisen kann.(vgl. 2.4). In den Folgenden Kapiteln wird durch diese guten Erfahrungen in vergleichbaren Anwendungen auf das Tsai-Wu Kriterium zurückgegriffen.

## 2.6.2 Versagenskriterien einer Klebeschicht

Ein großes Problem bei der Untersuchung von Klebungen mit der Finiten Elemente Methode besteht in der Behandlung von Singularitäten in der numerischen Berechnung. Diese Singularitäten führen dazu, dass eine Verfeinerung des FEM-Netzes zu einem Anwachsen der Spannungen bis zur Unendlichkeit führt. Der Einsatz eines punktuellen Versagenskriteriums würde daher unabhängig von den äußeren Lasten bei genügend feinem Netz immer zu einem Versagen der simulierten Struktur führen [23].

Es wurden daher verschiedene alternative Versagenskriterien vorgeschlagen. Im Grundsatz verwenden diese Versagenskriterien statt einer punktuellen Auswertung der Spannung eine über einen Bereich gemittelte Spannung. Dieser Ansatz beruht auf dem Grundgedanken, dass die reale Spannung in Bauteilen keine singulären Verläufe annimmt, sondern eine Spannungsverteilung durch plastische Verformung auftritt. [25]

Clark et al. [24] sind in ihrer Arbeit zu dem Schluss gekommen, dass eine punktuelle Auswertung von Spannungen sowohl zu falschen Versagenslasten, als auch zu falsch simulierten Orten der Schadensinitiierung führt. Stattdessen führen sie ein neuartiges Schadenskriterium ein, welches besagt, dass genau dann ein Schaden eintritt, wenn die erste Hauptspannung  $\sigma_1$  über einer bestimmte Zone größer ist als ein maximaler Spannungswert des Materials. Die Länge dieser Zone wird senkrecht zur ersten Hauptspannung gemessen und stellt eine Materialeigenschaft dar, die durch Messungen und parallele Simulationen ermittelt werden muss. Abbildung 2.9 zeigt die Anwendung des entwickelten Verfahrens am Beispiel einer einfachen überlappten Zugprobe. Die Simulationen von Clark et al. ergaben eine maximale Spannung im Bereich A. Da die zugehörige Zone allerdings noch nicht dem erforderlichen

Wert entspricht, wird der Bereich B als versagenskritisch angenommen. In den von Clark et al. untersuchten Fällen konnten die Simulationen das Versagen typischerweise mit einer Genauigkeit von 5% vorhersagen.

Feih et al. [3] haben in ihrer Untersuchung von L-Stringern unter Zuglasten ebenfalls gute Erfolge mit diesem Kriterium vorweisen können. Sie kamen allerdings zu dem Ergebnis, dass die genannte "kritische Zone" keinen festen Materialparameter darstellt, sondern für neue Anwendungsfälle neu bestimmt werden muss. Außerdem stellten Feih et al. fest, dass die maximale Spannung nicht aus einfachen Zugversuchen mit Vollmaterial gewonnen werden kann, da die Interaktionen mit umliegenden Bereichen einen zu großen Einfluss auf das Versagen haben.

Im Verlauf dieser Arbeit wird daher zunächst der Maximalwert des ersten Hauptspannung zur Bewertung des Spannungszustandes in der Klebeschicht genutzt. Erst nach der späteren, experimentellen Untersuchung kann eine genaue Angabe des Versagenskriteriums vorgenommen werden.

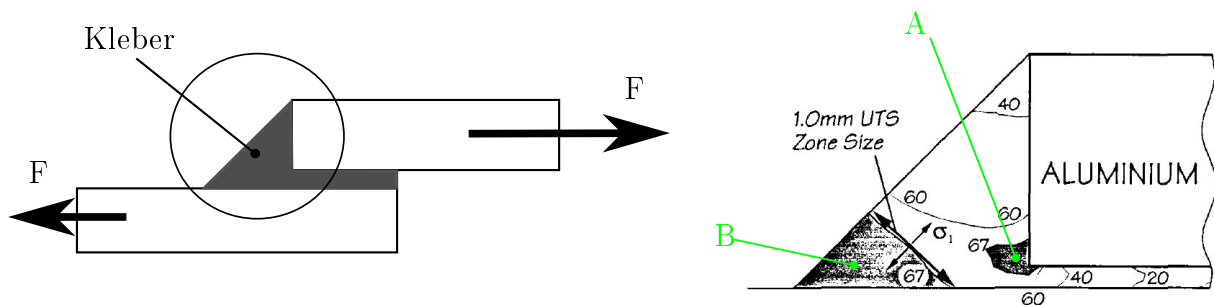


Abbildung 2.9: Darstellung des *Ultimate Tensile Criterion over a zone* von Clark et al. [24]

# **3 Simulation der Haut-Stringer Anbindung in der formvariablen Flügelhinterkante**

## **3.1 Aufbau und Validierung des Finite Element Modells**

Das Finite Element Modell wurde mit der Skriptsprache APDL erstellt. Dies hat den großen Vorteil, dass wichtige geometrische Parameter und Materialeigenschaften schnell angepasst werden können. Diese einfache Anpassung ermöglicht es, sehr schnell den Einfluss der Parameter auf Versagenswerte zu ermitteln.

### **3.1.1 Auswahl der Elementtypen und Vernetzung**

Betrachtet man in Vorauslegungen vereinfacht einen prismatischen Körper bietet es sich aufgrund der vergleichsweise kurzen Rechenzeiten an, ein 2D Modell der Anbindung zu untersuchen. Wie in Kapitel 2.4 bereits beschrieben wurde, sind mehrere Autoren zu dem Entschluss gekommen, dass die dabei getroffenen Vereinfachungen bei der Untersuchung von Probekörpern erlaubt sind. Eine 2D Modellierung vernachlässigt alle Effekte, die in realen Bauteilen durch die dritte Raumdimension auftreten. Bei den eingesetzten Faserverbundwerkstoffen sind dabei unter anderem Randeffekte und Querkontraktionsbehinderungen, die durch die Kombination von Schichten mit unterschiedlicher Ausrichtung entstehen, als Effekte zu nennen.

Betrachtet man dagegen die gesamte flexible Flügelhinterkante mit ihrer in Spannweitenrichtung verändernden Geometrie und vor Allem auch mit ihrer in Spannweitenrichtung punktuellen Lasteinleitung, kann nur ein 3D-Modell genaue Ergebnisse liefern. Um in Zukunft auch für diesen Fall eine Lösung erlangen zu können, wird in der vorliegenden Arbeit daher auch ein Ansatz der 3D Modellierung untersucht.

## 2D Modellierung der Stringeranbindung

Das eingesetzte Finite Elemente Programm *Ansys®* bietet für strukturelle mechanische Problemstellungen zwei relevante implementierte 2D-Elementtypen: [16]

1. *Plane182*: Es handelt sich um ein 2D-Element mit 4 Knoten mit jeweils 2 Freiheitsgraden
2. *Plane183*: Es handelt sich um ein 2D-Element mit 8 Knoten mit jeweils 2 Freiheitsgraden. Bei diesem Element wird daher ein quadratischer Verschiebungsansatz gewählt.

Abbildung 3.1(a) stellt das erstellte Netz einer einfachen L-Stringeranbindung im Bereich des Klebekerns dar. Groth [26] empfiehlt bei nichtlinearen Analysen eine feine Vernetzung mit Elementen mit linearem Verschiebungsansatz, statt der Verwendung von quadratischen Verschiebungsansätzen. Da bei den folgenden Simulationen aufgrund großer Verformungen geometrische Nichtlinearitäten berücksichtigt werden müssen, werden sowohl bei der 2D- als auch bei der 3D Analyse jeweils Elemente mit linearem Verschiebungsansatz verwendet. Die Elementgrößen werden hier und in den folgenden Fällen so gewählt, dass sich die lokalen Spannungen bei weiterer Verfeinerung um weniger als 2 % verändern.

Die Steifigkeitseigenschaften der Faserverbundwerkstoffe können bei Lagenorientierungen, die nicht in der Modellebene liegen, durch eine Achsentransformation der orthotropen Materialkennwerte gewonnen werden.

## 3D Modellierung der Stringeranbindung

Für eine 3D-Modellierung bietet das eingesetzte FEM-Programm *Ansys®* einen relevanten Elementtyp mit linearem Verschiebungsansatz, das *solid185* Element. Es handelt sich um ein Volumenelement mit 8 Knoten und je drei Freiheitsgraden. [16] Zur Modellierung von Faserverbundbauteilen kann mit dem Befehl *keyopt,3* der Modus *Structural layered Solid* aktiviert werden. Dadurch können Orientierungen von Einzelschichten über einen Parameter vorgegeben werden.

Im Vergleich mit 2D-Elementen muss bei der Berechnung mit Volumenelementen allerdings der Nachteil genannt werden, dass die deutliche Erhöhung der Modellfreiheitsgrade direkt zu einer signifikanten Verlängerung der Rechenzeit führt. Da zur Bearbeitung der Problemstellung dieser Arbeit aufgrund des großen Parameterraums eine große Zahl von Simulationen durchgeführt werden muss, empfiehlt es sich nach Möglichkeiten zu suchen, die Anzahl von Freiheitsgraden zu reduzieren.

Im Falle der dünnwandigen Strukturen des Smartblades bietet sich die Möglichkeit an, Schalelemente anstatt vollständiger Volumenelemente zu verwenden. Eine Modellierung mit

Schalenelementen führt i.A. im Vergleich mit Volumenelementen zu einem Modell mit sehr viel weniger Freiheitsgraden, da in Dickenrichtung lediglich ein einziges Element verwendet wird. Um dies zu erreichen, werden allerdings einige vereinfachende Annahmen getroffen, die eine Überprüfung der Anwendbarkeit im jeweiligen Anwendungsfall notwendig machen. Das eingesetzte Finite Elemente Programm *Ansys®* bietet für strukturelle Problemstellungen ein relevantes implementiertes Schalenelement mit linearem Verschiebungsansatz, das *Shell181* Element. Dieses Schalenelement besitzt 4 Knoten mit jeweils drei translatorischen und drei rotatorischen Freiheitsgraden. [16] Beide Schalenelemente basieren auf der Mindlin-Reissner Schalentheorie und sind dementsprechend in der Lage, Schubverformungen der Platte linear abzubilden. Bei der Betrachtung des stark inhomogenen Aufbaus von Faserverbundstrukturen sollte diese Frage kritisch hinterfragt werden. Aus diesem Grund muss die Einsetzbarkeit in einer Vorstudie betrachtet werden.

Neben den Faserverbundbauteilen muss in der Haut-Stringer Anbindung noch der Klebekern simuliert werden (vgl. Abbildung 2.5). Dieser Teil der Struktur muss im Falle einer 3D Simulation aufgrund seiner Geometrie mit Volumenelementen vernetzt werden. Hier kommen die bereits genannten *solid185* Elemente zum Einsatz. Die Einführung eines Hybridmodells aus Volumen- und Schalenelementen führt allerdings zu einer grundlegenden Inkompatibilität: Während die Knoten von Volumenelementen mit drei translatorischen Freiheitsgraden vollständig beschrieben sind, haben Schalenelemente drei zusätzliche rotatorische Freiheitsgrade. Wird nun die Verbindung zwischen beiden Elementtypen dadurch realisiert, dass alle Freiheitsgrade von übereinander liegenden Knoten gleichgesetzt werden, bleiben die rotatorischen Freiheitsgrade der Schalenelemente ohne Einschränkung. Eine Stoßverbindung wie in Abbildung 3.2(a) würde daher keine Drehmomente an der Verbindungsstelle übertragen können und eine freie Drehung der Schalenelemente erlauben. Im vorliegenden Fall der Stringeranbindung ist dieses Verhalten allerdings unproblematisch. Die Anbindung von Volumen- und Schalenelementen ist hier wie in Abbildung 3.2(b) schematisch dargestellt über eine Reihe von Elementen realisiert worden. Die Drehmomentübertragung wird daher über ein Kräftepaar an jeweils benachbarten Knoten realisiert. Abbildung 3.1(b) zeigt das erstellte Hybridmodell aus Schalen- und Volumenmodellen.

Tabelle 3.1: Daten des FEM Netzes bei der 2D-Modellierung und der 3D-Modellierung mit Schalenelementen

	<b>2D</b>	<b>3D Hybrid</b>
Anzahl Knoten	5080	7326
Anzahl Elemente	4481	6891

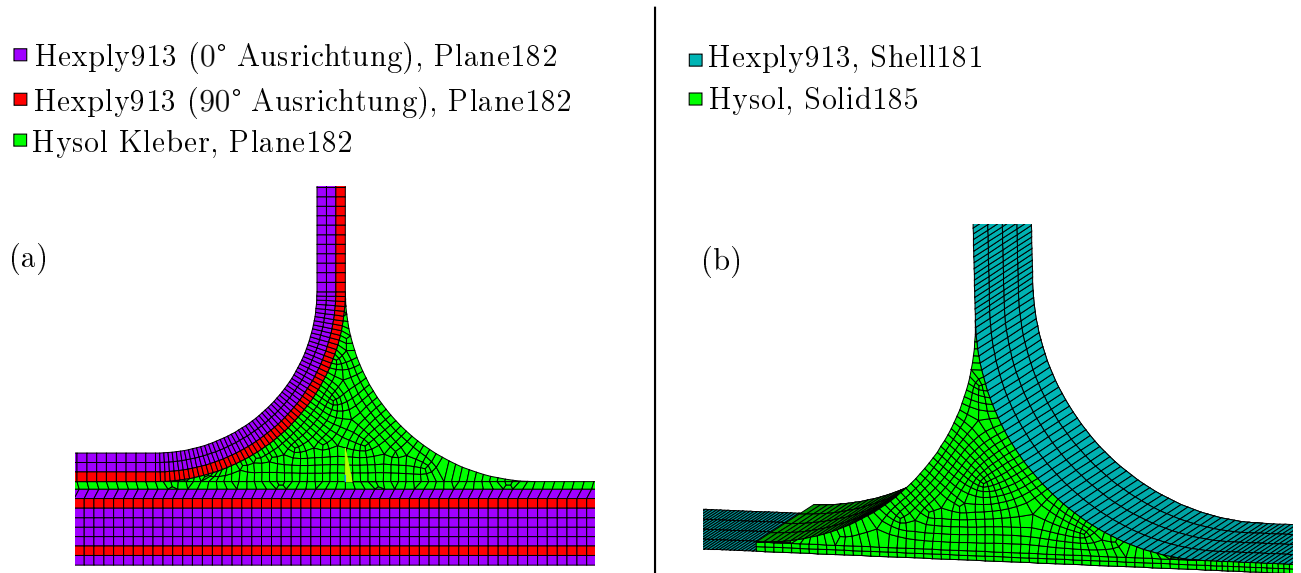


Abbildung 3.1: Vergleich der Netze der beiden erstellten FEM Modelle.

- Knoten eines Schalenelementes  
 ⊙ Knoten eines Volumenelementes

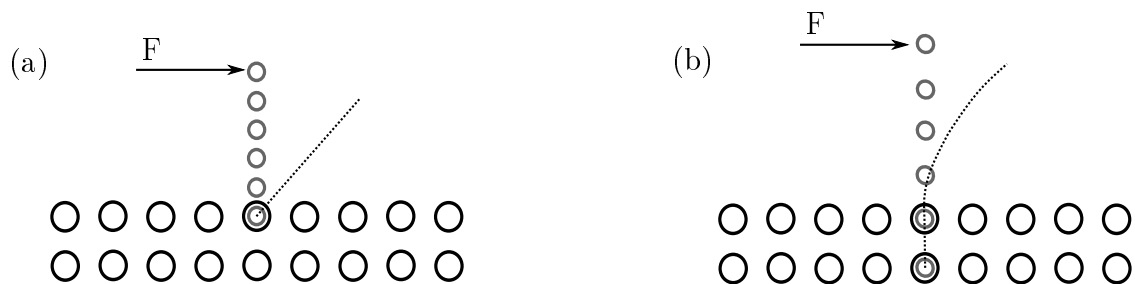


Abbildung 3.2: Schaubild (a) einer frei drehbaren Stoßverbindung zwischen Volumen- und Schalenelementen und (b) einer über eine Reihe von Knoten realisierten Anbindung

### 3.1.2 Validierung des Simulationsmodells

#### Vergleich von 2D und 3D Hybridmodell eines L-Stringers

Im ersten Schritt wird überprüft, ob die Wahl von Schalenelementen zur Modellierung der Faserverbunde zulässig ist. Dazu wird, wie im Anwendungsfall der formvariablen Flügelhinterkante, ein Modell einer L-Stringer Anbindung sowohl in 2D als auch in 3D mit Schalenelementen aufgebaut und die Ergebnisse werden miteinander verglichen. Bei beiden Modellen werden die translatorischen Freiheitsgrade an den beiden Seiten zu Null gesetzt und eine Zugkraft sowie eine Querkraft in die vertikale Seite des Stringers eingeleitet. Abbildung 3.3 zeigt das eingesetzte Modell als Prinzipdarstellung. Als Materialien werden die in Tabelle A.2 und A.3 gegebenen Daten genutzt.

Bei der Auswertung der Modelle zeigten sich einige Besonderheiten, die im Folgenden beachtet werden müssen:

- Bei beiden Modellen entsteht im Bereich der Flanke<sup>1</sup> eine Singularität in der numerischen Berechnung. Sie zeigt sich dadurch, dass eine Verfeinerung der umliegenden Elemente nicht zu konvergierenden Spannungswerten führt, sondern zu immer weiter ansteigenden. Es wird davon ausgegangen, dass die Singularitäten an der Flanke entstehen, weil kein Radius an der Übergangsstelle zwischen Klebeschicht und Faserverbund verwendet wird. Bogdanovic et al. [23] treffen in ihrer numerischen Betrachtung von Überlappklebungen an einer ähnlichen Stelle ebenfalls auf Singularitäten. Zur Lösung betrachten sie ein detailliertes Submodell der singulären Stelle. Da der Bereich Flanke im Falle des vorliegenden Projekts nicht als versagensrelevant betrachtet wird [4], wird diese singuläre Stelle in den folgenden Analysen vernachlässigt.
- Bei dem 3D Modell müssen zur Darstellung der tangentialen Übergänge des Klebekerns degenerierte 3D-Volumenelemente verwendet werden. Bei degenerierten Volumenelementen werden zwei Knoten der Grundfläche des prismatischen Elements so zusammengelegt, dass statt einer Grundfläche mit vier Ecken eine Fläche mit drei Ecken entsteht. Diese Elemente sind weit weniger genau als gewöhnliche Elemente, insbesondere wenn lineare Ansatzfunktionen verwendet werden [18].

Abbildung 3.4 zeigt beispielhaft die ausgegebenen ersten Hauptspannungen<sup>2</sup> von 2D-Modell und Schalenmodell. Die Abweichung von Absolutwert und -position der maximalen Spannung ist  $< 4\%$ . Tabelle 3.2 stellt weitere Vergleichswerte dar. Auffällig ist, dass die Schubspannungen zwischen 2D- und Schalenmodell signifikant um bis zu 24% abweichen. Als Erklärung

---

<sup>1</sup>vgl. Abbildung 3.3

<sup>2</sup>APDL-Befehl *plnsol,s,1*

für diese hohen Abweichungen wird an dieser Stelle davon ausgegangen, dass das interne Berechnungsverfahren der Shell181 Elemente an dieser Stelle zu falschen Ergebnissen führt [16]. Auswertungen von Versagenskriterien ergeben dagegen Abweichungen von lediglich  $< 1\%$ . Die berechneten Schubspannungen sind bei dem hybriden Modell außerdem größer als beim 2D Modell und würden somit zu keiner sicherheitskritischen Unterdimensionierung führen. Darüber hinaus zeigt sich, dass das 3D Modell sicherer und in einigen Fällen bis zu 20% schneller als das 2D-Modell konvergiert. Aufgrund der guten Übereinstimmungen zwischen den beiden Simulationsmodellen, den nahezu identischen Aussagen in Bezug auf das Versagen der Faserverbundstrukturen und der insgesamt schnelleren Konvergenz wird der Ansatz der Hybridmodellierung weiter verfolgt.

### Validierung des Hybridmodells anhand Messergebnissen aus der Literatur

In einem nächsten Schritt wird das entwickelte Hybridmodell mit Messergebnissen aus der Literatur verglichen. Orifici et al. [2] untersuchten T-Stringer Probekörper aus einem IM7/8552 Prepreg unter Zuglasten. Abbildung 3.5 zeigt das Simulationsergebnis im Vergleich mit den gemessenen Werten. Dargestellt ist die Normierte Energie, also die in die Struktur eingebrachte Arbeit pro Meter in Tiefenrichtung. Im Vergleich ist zu sehen, dass das Modell mit den gewählten Randbedingungen zu steif simuliert wird. Zur Nachbildung der Messung mussten allerdings einige Annahmen getroffen werden, welche die unvollständigen Angaben aus der Veröffentlichung ergänzen:

- Die verwendeten Materialdaten von Matrix und Faserverbund sind in [2] nicht explizit benannt. Die Daten werden daher weiteren Literaturstellen entnommen und wurden jeweils als arithmetisches Mittel in der Simulation übernommen. Da die Streuung der Materialdaten relativ hoch ist<sup>3</sup>, muss der Einfluss dieser Parameter auf das Simulationsergebnis betrachtet werden

<sup>3</sup>Bsp. 11% für  $E_{11}$

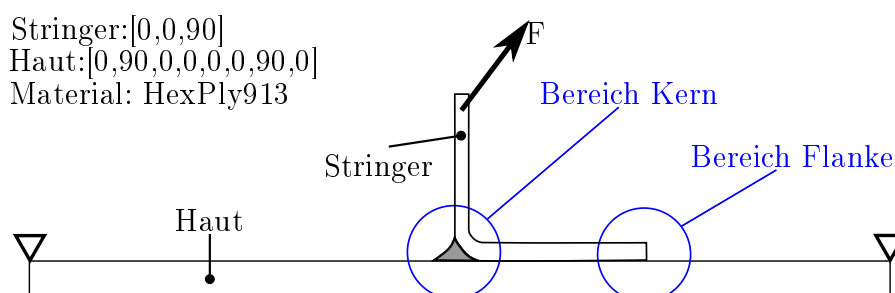


Abbildung 3.3: Eingesetztes Modell zur Validierung des Einsatzes von Schalenelementen



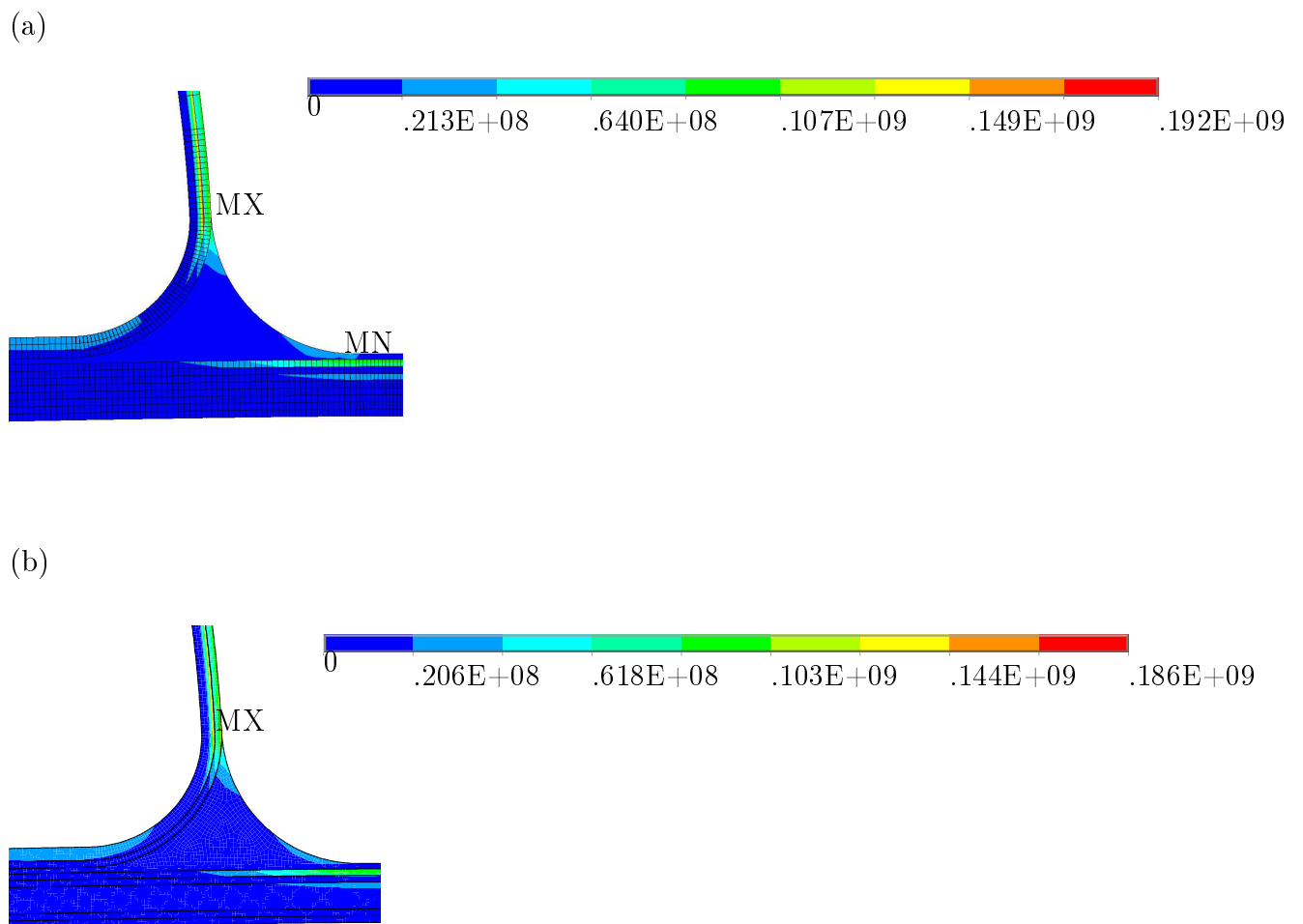


Abbildung 3.4: Erste Hauptspannung [Pa] vom Schalenmodell (a) und vom 3D Modell (b)

Tabelle 3.2: Maximalwerte zum Vergleich von 2D-Modell und Schalenmodell. Die Werte wurden jeweils im identischen Bereich ausgewertet. Die rel. Abweichung wurde nach folgender Systematik bestimmt:  $(Wert_{Shell} - Wert_{2D})/Wert_{Shell}$

Größe	Einheit	2D	Shell	rel. Abweichung
x-Verschiebung RBE-Element	[mm]	0.004427	0.004499	1,6%
y-Verschiebung RBE Element	[mm]	0.0019455	0.0019369	-0.5%
1. Hauptdehnung	[1]	0,009597	0,009717	1%
Dehnung in x-Richtung	[1]	0,002441	0,002347	-4%
”	[1]	-0,00368	0,00366	0%
Dehnung in y-Richtung	[1]	0,00955	0,00970	2%
”	[1]	-0,00633	-0,00617	-2%
Schubdehnung xy Ebene	[1]	0,002485	0,002977	20%
1. Hauptspannung	[N/m <sup>2</sup> ]	0,186e+09	0,192e+09	3%
Spannung in x-Richtung	[N/m <sup>2</sup> ]	0,105e+09	0,101e+09	-4%
”	[N/m <sup>2</sup> ]	0,119e+09	0,122e+09	3%
Spannung in y-Richtung	[N/m <sup>2</sup> ]	0,185e+09	0,192e+09	4%
”	[N/m <sup>2</sup> ]	-0,274e+09	-0,265e+09	-3%
Schubspannung in xy-Ebene	[N/m <sup>2</sup> ]	0,315e+08	0,392e+08	24%
Versagen Maximale Dehnung	[1]	1,72	1,71	0%

- Während der Versuche kam es zu einem signifikanten Herausgleiten der Probekörper aus den Spannbacken des Prüfstands von bis zu 4 mm. Um dieses Verhalten in ihrer Simulation nachzubilden, ergänzten Orifici et al. das Modell durch reibungsbehaftete Randbedingungen an der Einspannung. Zur genauen Nachbildung dieser Einspannung sind zu wenig Informationen genannt worden.
- Der eingesetzte Radius am Kern wurde in der Veröffentlichung nicht genannt und muss somit aus den Abbildungen abgeschätzt werden.

### Fehlerbetrachtung der Validierung durch Parameterstudie

Zur Fehlerbetrachtung werden die genannten Parameter in zwei Konfigurationen in die Simulation eingegeben: Im ersten Schritt werden alle Parameter so eingegeben, dass das Bauteil möglichst weich berechnet wird. Im zweiten Schritt werden alle Parameter dahingehend geändert, dass eine möglichst steife Struktur entsteht. Die Parameterkombination, die Orifici et al. in ihren Simulationen verwendet haben, sollte zwischen diesen beiden berechneten Strukturen liegen.

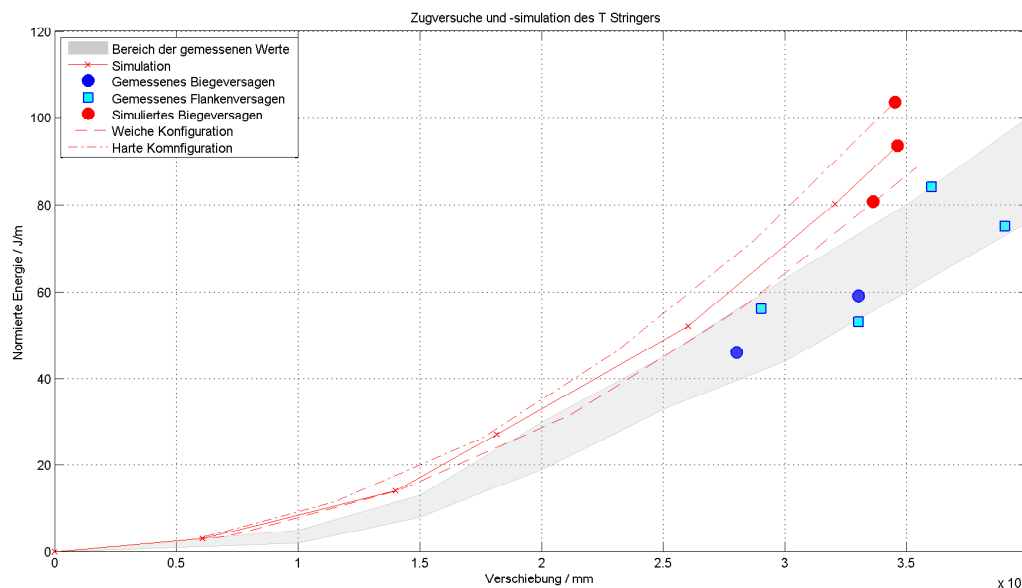


Abbildung 3.5: Vergleich der gemessenen Werte von Orifici et al. mit den eigenen Simulationen. [2]

## Darstellung der Ergebnisse

Abbildung 3.5 zeigt die gemessenen Werte von Orifici et al. [2] und die in dieser Arbeit Simulierten im Vergleich. Während das vorhergesagte Versagen in der Biegung und auch die maximale y-Auslenkung von etwa 3 mm in guter Übereinstimmung mit dem Großteil der Messungen liegen, fällt auf, dass das Bauteil auch in der weichen Parameterkonfiguration als zu steif berechnet wird. Selbst ein komplettes Aufheben der vorgegebenen Festhaltung der x-Verschiebung im Falle der "weichen" Parameterkombination stellt kein übereinstimmendes Ergebnis dar.

Da die Steifigkeitseigenschaften des im Vorgang simulierten L-Stringer Probekörpers nur geringe Unterschiede zwischen dem 2D-Modell und dem Schalenmodell aufweisen<sup>4</sup> wird an dieser Stelle davon ausgegangen, dass kein Fehler durch die Verwendung des Schalenelementansatzes gemacht wurde. Über die Ursache dieses Fehlers kann an dieser Stelle keine Aussage getroffen werden. Es kann nicht ausgeschlossen werden, dass die Dokumentation der Versuche Missverstanden wurde oder Parameterwerte außerhalb des hier betrachteten Parameterraums verwendet wurden. Um hier Sicherheit zu gewinnen müssen eigene Versuche mit Probekörpern durchgeführt werden.

<sup>4</sup>vgl. Tabelle 3.2

### 3.1.3 Dimensionierung von Probekörpern zur experimentellen Untersuchung

Um die im Folgenden beschriebenen Simulationsergebnisse der formvariablen Flügelhinterkante in nachfolgenden Untersuchungen experimentell validieren zu können, müssen im Vorfeld der detaillierten Simulationen Probekörper entworfen werden. Im ersten Schritt werden dazu die aus dem Gesamtmodell gewonnenen Schnittkräfte innerhalb des Stringers betrachtet. Als weiterer Ansatz zur Auslegung dient die relative Drehung, die die Stringer bei der Verformung der Hinterkante gegenüber der jeweiligen Hautschicht ausführen müssen. Im Vorfeld dieser Arbeit bereits durchgeführte Berechnungen der Flügelhinterkante zeigen, dass die Stringeranbindung eine Winkeldifferenz von mindestens  $\pm 7,5^\circ$  ausgleichen muss.

#### Betrachtung der Schnittkräfte

Um einen groben Überblick über die im Betrieb auftretenden Lasten auf den Stringer zu erhalten, werden die aus dem Gesamtmodell gewonnenen Schnittkräfte vereinfacht mit der Balkentheorie erster Ordnung betrachtet. Abbildung 3.6 stellt die gewonnenen Schnittlasten dar. Daraus geht hervor, dass die zu erwartenden maximalen Biegemomente im Bereich der Festkörpergelenke etwa  $12 \text{ Nm/m}$  betragen und an der Anbindung zur äußeren Hautfläche auftreten. Die Gesamtauslenkungswinkel  $\alpha$  der Hinterkante im Bereich von  $\pm 14^\circ$  sind dabei nach der in Abbildung 3.7 dargestellten Systematik ermittelt worden.

Nach Gross et al. [30] kann die maximale Biegespannung im Querschnitt eines Balkens mit der Theorie Erster Ordnung durch folgenden Zusammenhang beschrieben werden:

$$\sigma_B = \frac{M_b}{I} z \quad (3.1)$$

Dabei ist  $M_b$  das Biegemoment,  $I$  das Flächenträgheitsmoment zur relevanten Achse und  $z$  der Abstand zur Mittelachse. Betrachtet man nun einen rechteckigen Querschnitt, wie im Falle eines Stringers, ergibt sich mit der Querschnittsbreite  $b$  und -höhe  $h$ :

$$\sigma_b = \frac{6M_b}{bh^2} \quad (3.2)$$

Abbildung 3.8 zeigt die resultierende Biegespannung an der Außenfläche des Stringers bei einer Lagendicke von  $0,125 \text{ mm}$ . Legt man eine maximale Zugspannung von  $640 \text{ MPa}$ <sup>5</sup> in  $0^\circ$  Lagen fest und betrachtet das in den Festkörpergelenken auftretende Biegemoment von etwa  $12 \text{ Nm/m}$ <sup>6</sup>, werden im Bereich der Festkörpergelenke mindestens drei Lagen des

<sup>5</sup>vgl. A.2

<sup>6</sup>vgl. Abb. 3.6, die Festkörpergelenke befindet sich jeweils auf den ersten und letzten 5 mm

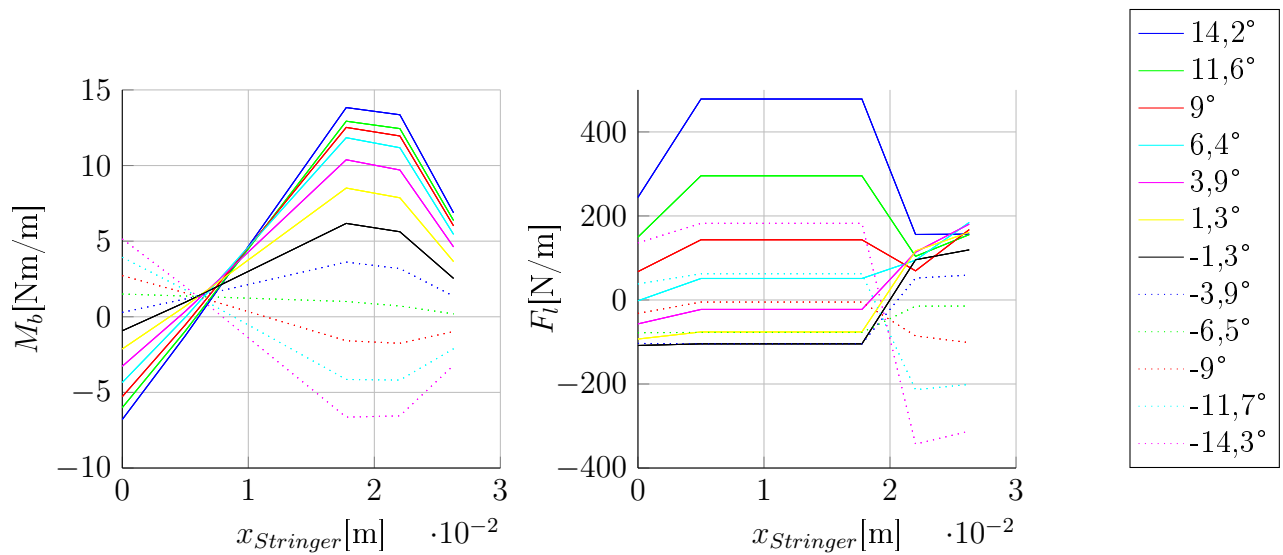


Abbildung 3.6: Darstellung der aus dem Gesamtmodell gewonnenen Schnittlasten des Stringers bei verschiedenen Auslenkungen  $\alpha$ .  $x_{\text{Stringer}}$  ist die Wegvariable und wird jeweils von der Mittelebene aus in Stringerlängsrichtung gemessen.

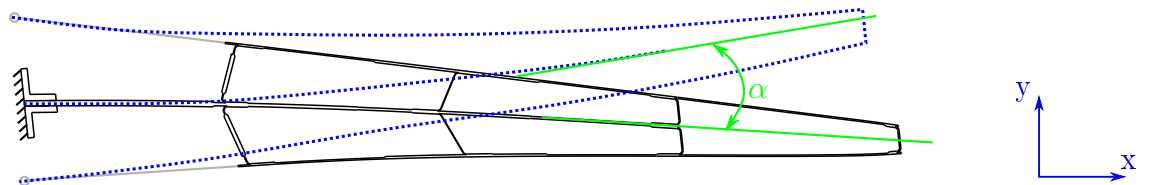


Abbildung 3.7: Berechnung des Gesamtauslenkungswinkels  $\alpha$  der formvariablen Flügelhinterkante aus der Knotenverdrehung des rechten Knoten der Mittelfläche.

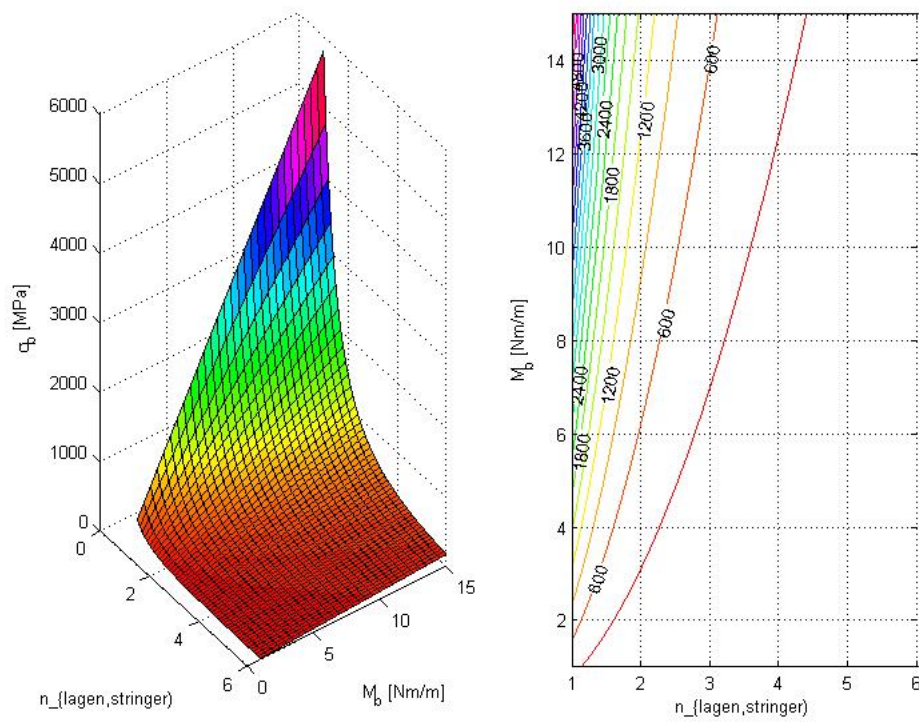


Abbildung 3.8: Darstellung der nach der Theorie erster Ordnung berechneten maximal Biegespannung  $\sigma_B$ .

Faserverbundmaterialien benötigt.

### Betrachtung der notwendigen Auslenkung

Abbildung 3.9 zeigt das in diesem Abschnitt verwendete Modell einer Stringeranbindung mit fest eingespannter Haut. Als Materialien werden in diesem Modell Hexply913 als Faserverbundmaterial und Araldite2011 als Kleber verwendet. Im Bereich des Festkörpergelenks werden drei  $0^\circ$  Lagen des Hexply913 eingesetzt. Die verwendeten Materialdaten können dem Anhang entnommen werden. Über die Verschiebungsrandbedingung in x-Richtung können verschiedene Winkelverformungen  $\beta$  auf den Stringer aufgegeben werden. Ausgewertet wird das maximal auftretende Tsai-Wu Kriterium und die maximal auftretende erste Hauptspannung in der Klebeschicht. Abbildungen 3.10 und 3.11 zeigen die Ergebnisse der mit diesem Modell durchgeführten Parameterstudie.  $\Xi_{TW}$  und  $\sigma_{1,max,Kleber}$  zeigen eine deutliche Abhängigkeit von Auslenkungswinkel und Gelenkhöhe. Eine Minimierung dieser beiden Werte kann nun offensichtlich konstruktiv durch eine Maximierung der Gelenkhöhe erreicht werden. An dieser Stelle ist es allerdings wichtig, auch den zur Verfügung stehenden Bauraum zu betrachten. Die Lasteinleitung im gegebenen Konzept erlaubt an der Anbindung zur Ober- und Unterfläche eine maximale Gelenkhöhe von 5 mm. Unter Berücksichtigung der Festigkeit der Faserverbundfläche beträgt die maximale Auslenkung des Festkörpergelenks bei einer Gelenkhöhe von 5 mm etwa  $\pm 10^\circ$ . Aufgrund fehlender experimenteller Untersuchungen kann die Festigkeit der Klebeschicht an dieser Stelle noch nicht genauer bewertet werden. Legt man vereinfachend die maximale Biegespannung von 60 MPa [33] zugrunde, ist im Verformungsbereich von  $\pm 7,5^\circ$  aber kein Versagen der Klebeschicht zu erwarten.

Aufbauend auf diesen Erkenntnissen werden zwei verschiedene Probekörper ausgelegt. Abbildung 3.12 zeigt die gefertigten Probekörper. Die Untersuchungen beider Proben verfolgen dabei verschiedene Ziele: Zur Ermittlung der Festigkeiten der Klebeverbindung wird ein rechtwinkliger Stringer verwendet. Es wird angenommen, dass Störgrößen, wie Querkraft-

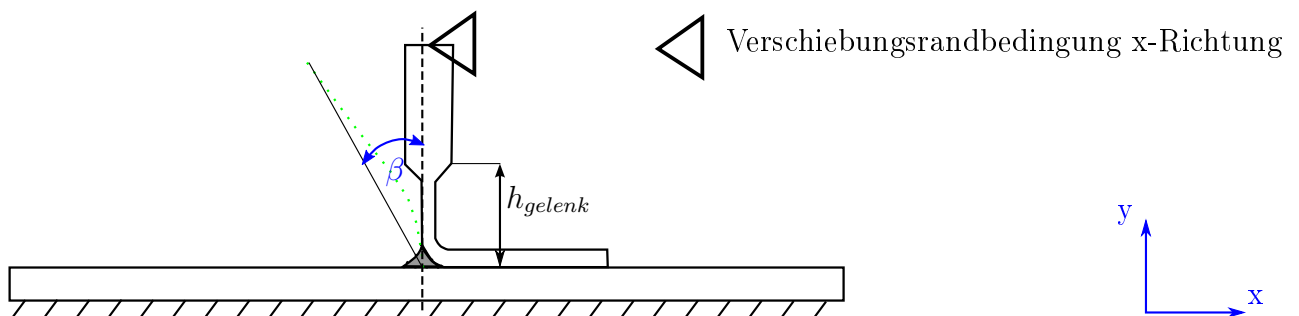


Abbildung 3.9: Modell zur Untersuchung der Verdrehbarkeit eines Festkörpergelenks aus Hexply 913 GFK

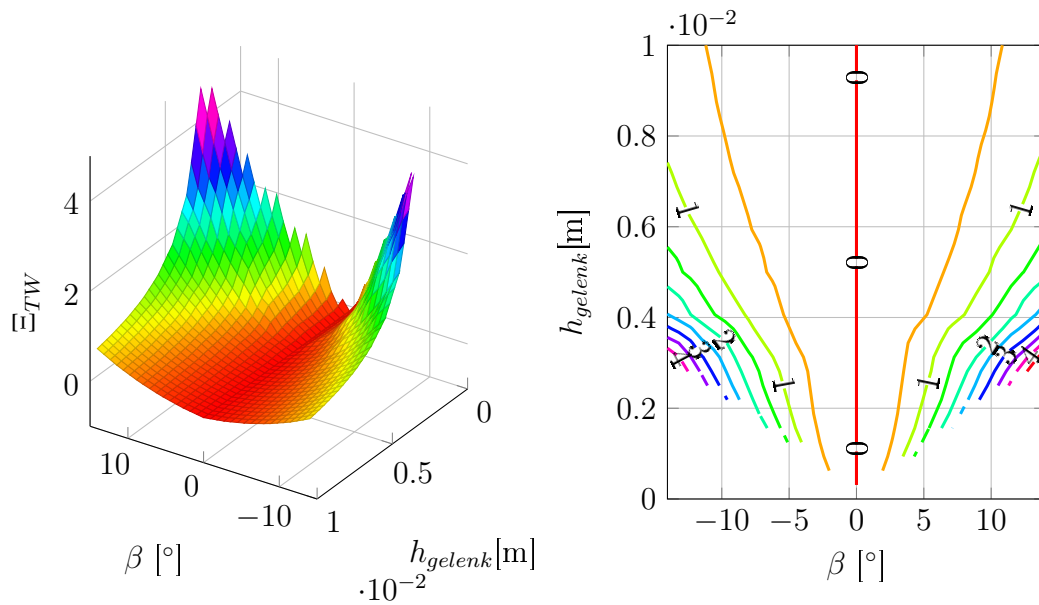


Abbildung 3.10: Darstellung des Tsai-Wu Kriteriums bei Variation der Gelenkhöhen in Modell 2.

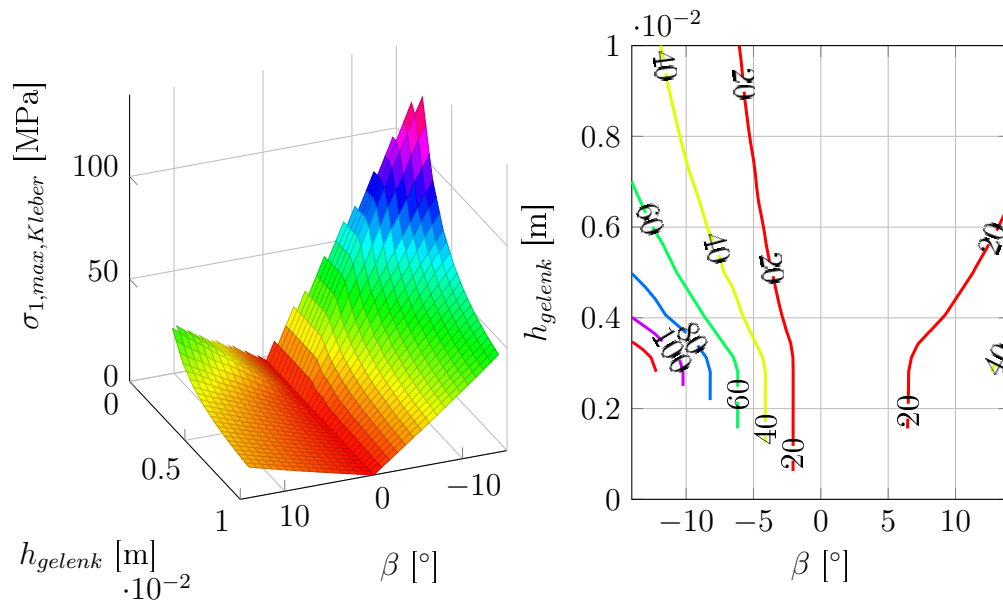


Abbildung 3.11: Darstellung der maximalen ersten Hauptspannung in der Klebeschicht bei Variation der Gelenkhöhen in Modell 2.



teinfluss auf die Kraftmessdose und Herausgleiten der Einspannstellen, durch einen nahezu symmetrischen Aufbau sowie die symmetrischen Randbedingungen minimiert werden können. Außerdem haben ähnlich aufgebaute Proben in den Untersuchungen von Feih et al. [3] gute Ergebnisse geliefert. Zur anwendungsnahen Validierung der Simulation wird ein Versuchskörper mit einer schrägen Ausrichtung von  $25^\circ$  verwendet. Die schräge Ausrichtung stellt die spätere Geometrie der Anbindung besser dar und soll dadurch genauere Ergebnisse für den spezifischen Anwendungsfall liefern. Aus einem Vergleich der Ergebnisse beider Proben kann zusätzlich auch der Einfluss des Anbindungswinkels auf die Anbindungsfestigkeit untersucht werden.

### 3.1.4 Aufbau eines parametrischen Submodells der Stringer-Haut Anbindung

Zum Festigkeitsnachweis der Stringeranbindungen unter realistischen Bedingungen wird auf die Submodelltechnik zurückgegriffen. Die Submodelltechnik beruht auf dem Prinzip von St. Venant, welches aussagt, dass Krafteinleitungspunkte nur lokale und keine globalen Änderungen in der Spannungs- und Dehnungsverteilung verursachen [30]. Dies führt dazu, dass reale Bauteilbelastungen durch ein statisch äquivalentes System von Kräften ersetzt werden können, so lange der auszuwertende Bereich weit genug von diesen Randbedingungen entfernt ist. Der Einsatz der Submodelltechnik hat den Vorteil, dass das Modell der gesamten Flügelhinterkante mit aerodynamischen Lasten (Gesamtmodell) in einem ersten Schritt mit einem vergleichsweise groben Netz und somit in kurzer Rechenzeit simuliert werden kann. Dieses grobe Netz gibt die Steifigkeitseigenschaften ausreichend genau wieder, liefert allerdings keine Informationen über den korrekten Spannungszustand an den kritischen Stellen. Die aus dem Gesamtmodell gewonnenen Knotenverschiebungen und in die Stringer eingeleiteten Kräfte (im Folgenden Balkenkräfte  $F_B$ ) werden im Submodell als Randbedingungen



Abbildung 3.12: Fotos der beiden für experimentelle Untersuchungen genutzten Proben.

eingesetzt und geben somit die im Betrieb auftretenden Belastungen wieder. Mit den gegebenen Randbedingungen können im Submodell Geometrie und Lagenaufbau hinsichtlich der in Kapitel 2.6 genannten Versagenskriterien optimiert werden.

Abbildung 3.13 zeigt das erstellte FE Modell mit allen unabhängigen Parametern. Mit dem dargestellten Modell können beide als Lasteinleitung genutzten Stringer mit einer Vielzahl an Parameterkombinationen simuliert werden. Zusätzlich zu den dargestellten Parametern besteht die Möglichkeit, beide L-Stringer Anbindungen durch entsprechende T-Stringer auszutauschen. Der Anspruch bei der Erstellung besteht darin ein Modell zu entwickeln, mit dem ein großer Parameterraum abgedeckt werden kann. Innerhalb dieses Parameterraums müssen unter anderem die Vernetzung und das Aufbringen von Randbedingungen vollkommen autark durchgeführt werden können, damit die Parameterstudien ohne Anpassungen durch den Benutzer ablaufen können.

Bei der Erstellung des Klebekerns hat es sich zur Modellerstellung als Vorteilhaft erwiesen, nur einen der beiden Radien durch einen Parameter vorzugeben. Der zweite Radius wird so berechnet, dass ein tangentialer Übergang am Berührungspunkt entsteht. Aus geometrischen Überlegungen ergibt sich für den zweiten Radius:

$$r_2 = \frac{r_1(-1 - \sin \phi)}{\sin \phi - 1} \quad (3.3)$$

Die kurze Berechnung mit den Bezeichnungen der Variablen ist in einer Skizze in Abbildung A.1 dargestellt.

Um einen möglichst großen Parameterraum mit einer einzelnen, vergleichsweise zeitaufwändigen, Gesamtmodellrechnung abbilden zu können, werden den Grenzen des Submodells in der oberen (bzw. unteren) Hautfläche und in der Mittelfläche festgelegt. Dabei wird die Annahme zugrunde gelegt, dass Geometrieänderungen der Stringeranbindung hauptsächlich im lokalen Bereich des Stringers zu veränderten Knotenverschiebungen des Gesamtmodells führen. Auswertungen der globalen Verschiebungen des Gesamtmodells zeigen dagegen eine weitgehende Unabhängigkeit von der Anbindungssteifigkeit. Die Verschiebungen variieren nur im Bereich  $<5\%$ .

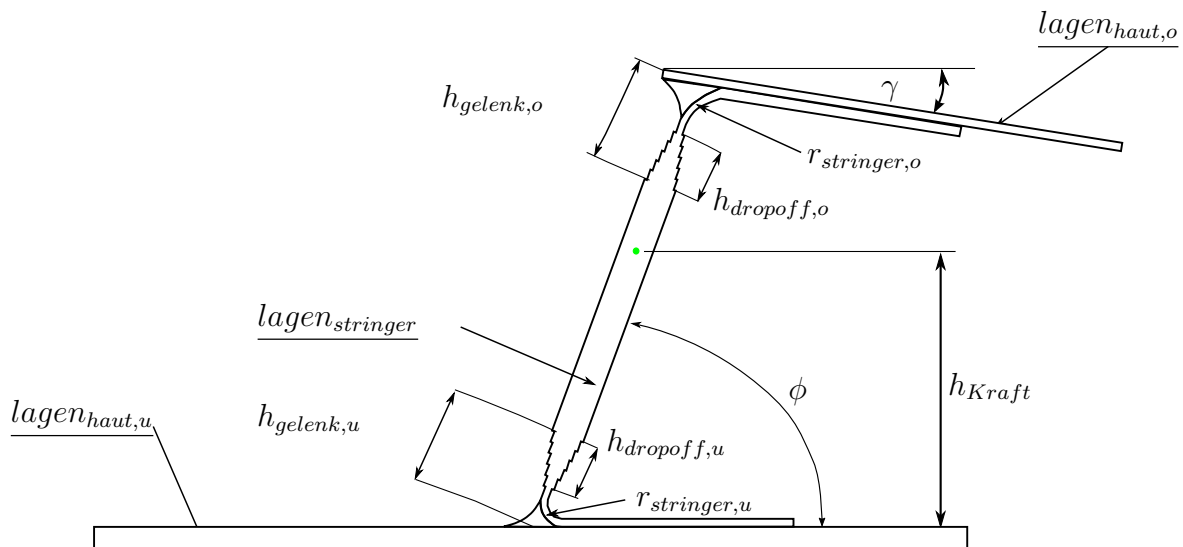


Abbildung 3.13: Darstellung des erstellten FEM Modells mit allen unabhängigen Parametern.

## 3.2 Untersuchung eines Submodells der Stringeranbindungen in der Smart Blades Hinterkante unter Vernachlässigung der aerodynamischen Kräfte

Das im letzten Kapitel erstellte und in Grundzügen validierte Submodell einer formvariablen Flügelhinterkante wird nun in diesem Kapitel zur Auslegung der Stringeranbindung verwendet. Im ersten Schritt werden die aerodynamischen Lasten vernachlässigt. Zur Berechnung werden mehrere Daten aus dem Gesamtmodell herausgeschrieben:

- Die Knotenverschiebungen an den sieben in Abbildung 3.14 dargestellten Punkten
- Die x- und y-Komponente der eingebrachten Balkenkraft

Als Faserverbund-Material kommt das im DLR bereits erprobte HexPly913 zum Einsatz. Die in der Simulation verwendeten orthotropen Materialkennwerte sind in Tabelle A.2 dargestellt. Alle Daten werden aus Messungen des Projekts SARISTU<sup>7</sup> zur Verfügung gestellt.

<sup>7</sup>Smart Intelligent Aircraft Structures: <http://www.saristu.eu/> (Stand 26.02.15)

Layup Stringer: [90,90,90,0,0,0,0,0,0,0,0,90,90,90]

Layup Haut unten: [90,0,0,0,90,90,0,0,0,90]

Layup Haut oben: [0,0,90,0,0]

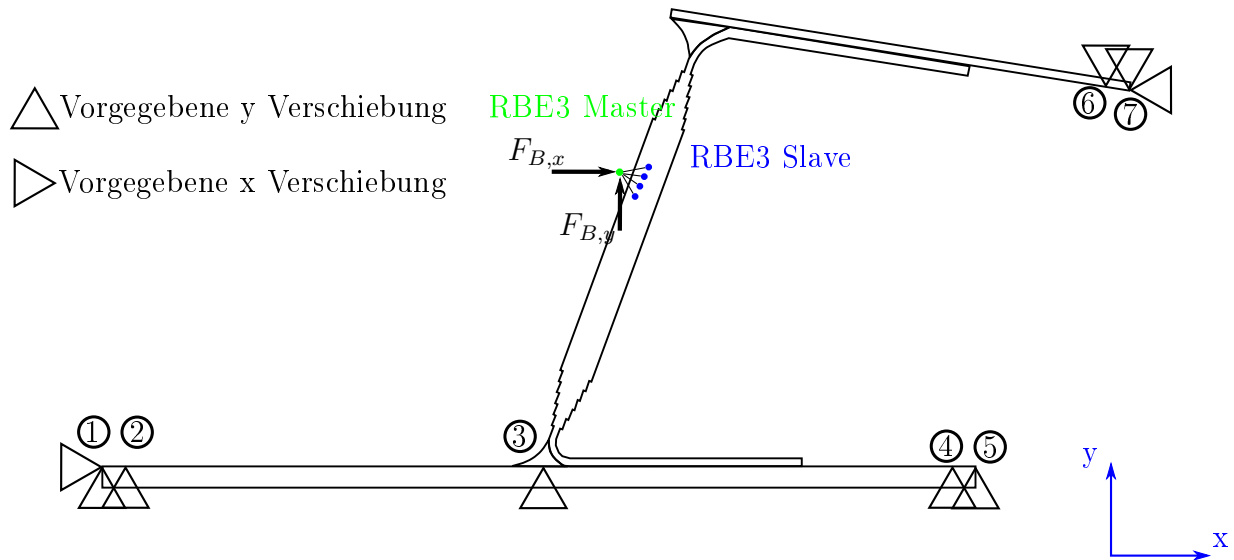


Abbildung 3.14: FEM Submodell mit eingezeichneten Randbedingungen

Das Klebmaterial für den Kern wurde zur Zeit der Durchführung der Simulation noch nicht genauer festgelegt. Aus diesem Grund wird vorläufig ein isotropes Vergleichsmaterial (Hysol EA 9394/C-2) aus [3] mit den in Tabelle A.3 angegebenen isotropen Materialkennwerten genutzt. An dieser Stelle wird außerdem die vereinfachende Annahme linear elastischem Materialverhaltens getroffen. In späteren Simulationen wurde das tatsächlich eingesetzte Material (Araldite 2011) mit den in Tabelle A.4 genannten Werten in das Modell eingegeben. Zugversuche von Van Tooren et al. [31] zeigen einen in erster Näherung linearen Spannungs-Dehnungsverlauf des Araldite-Klebers bis zu Dehnungen von etwa 5 %. In den Untersuchungen von Feih et al. [3] trat ein Versagen der Klebeschicht aus Hysol bei einer ersten Hauptspannung zwischen 52 MPa und 65 MPa über einer kritischen Zonenlänge von 2 mm auf.<sup>8</sup> Für erste Auslegungen der Klebeschicht mit Araldite-Kleber wird daher eine maximale Spannung von 52 MPa über einer Risslänge von 2 mm angenommen.

### Anmerkungen zu den gewählten Randbedingungen

Beim Einbringen der Randbedingungen in das Modell müssen einige Punkte beachtet werden:

- Um unrealistische Spannungsspitzen zu vermeiden, sollten die eingebrachten Kräfte über einer Fläche eingeleitet werden. In diesem Fall wurde ein Rigid Body Element

<sup>8</sup>Anwendung des *Ultimate Tensile Criterion over a zone*, s. Kapitel 2.6

(RBE-3) als Krafteinleitung verwendet (master), welches die eingebrachte Kraft auf umliegende Knoten (slave) verteilt. Die Kraft auf die slave-Knoten wird dabei proportional zum Abstand der slave-Knoten zu ihrem Schwerpunkt verteilt. [17] Dazu können noch Wichtungsfaktoren definiert werden, die in dieser Betrachtung allerdings gleich Eins gesetzt wurden. Dieser Ansatz stellt auch die real vorliegende Lasteinleitung in Näherung dar.

- Die Knoten im Gesamtmodell und im Submodell liegen im Allgemeinen nicht koinzident. Aus diesem Grund können die aus dem Gesamtmodell gewonnenen Verschiebungen nicht direkt genutzt werden, sondern müssen interpoliert werden. Dazu wurde im verwendeten Simulationsmodell eine Spline-Interpolation genutzt. Ein Beispiel hierzu ist in Abbildung A.2 gezeigt. Es ist gut zu erkennen, dass der Interpolationsspline die Verschiebungsdaten besser erfasst als ein Interpolationspolynom mit bereits vergleichsweise hohem fünften Grad.
- Um neben den Knotenverschiebungen der Ränder auch die korrekte Tangente abzubilden werden zwei dicht benachbarte Knoten an den Rändern mit den zugehörigen Verschiebungen aus der Interpolation beaufschlagt. Diese beiden Knotenverschiebungen erzeugen ein Kräftepaar, mit dem wiederum das korrekte Schnittmoment und somit die korrekte Tangente dargestellt werden kann.

### Auswahl der Parameter zur Verbesserung der Anbindungssteifigkeit

Wie bereits in der Einleitung erwähnt muss ein Kompromiss zwischen geringer Steifigkeit und hoher Festigkeit der Anbindung gefunden werden. Um die Anbindung nach diesen Gesichtspunkten zu auszulegen sind die Parameter (1)  $l_{\text{agen}_{\text{stringer}}}$ , (2)  $h_{\text{gelenk}}$ , (3)  $r_{\text{stringer}}$  und (4)  $h_{\text{dropoff}}$  von Interesse.

#### 3.2.1 Darstellung der Parameterstudien von Stringer 1 und 2

Tabelle 3.3: Betrachteter Parameterraum

Variable	Min.	Max
$h_{\text{gelenk},u}$	5 mm	15 mm
$h_{\text{gelenk},o}$	3 mm	5 mm

Um in einem ersten Schritt einen Überblick über die Auswirkungen der Anbindungssteifigkeiten auf die Spannungswerte des Modells zu erhalten, werden verschiedene Gelenkhöhen

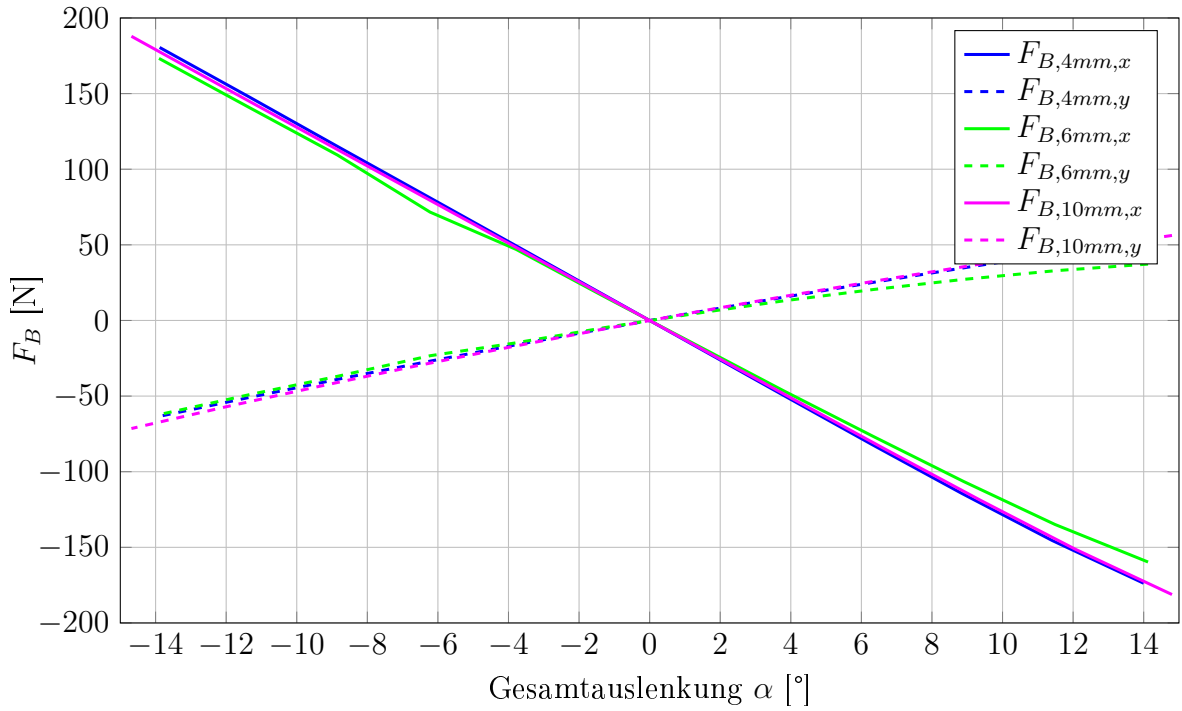


Abbildung 3.15: Vergleich Balkenkräfte des oberen Balkens bei Variation der Gelenkhöhen im Gesamtmodell. Die aerodynamischen Lasten wurden in dieser Rechnung vernachlässigt.

des Stringers 1 in das Modell geladen und berechnet. Als kritische Lastfälle werden dabei jeweils nur die maximalen Ausschläge von  $\pm 14^\circ$  berechnet.

Die Auswirkungen der verschiedenen Gelenkhöhen auf den Versagenswert des Tsai-Wu Kriteriums und erste Hauptspannung in der Klebeschicht sind in Abbildung 3.16 und 3.17 dargestellt. Für das obere Gelenk wird deutlich, dass eine möglichst große Gelenklänge gewählt werden sollte. Für die untere Gelenkhöhe bildet sich bei beiden Lastfällen ein gering ausgeprägtes Minimum bei einer unteren Gelenklänge von 11 mm. Die Daten des Lastfalls  $14^\circ$  sind betragsmäßig etwa 5 % größer als die Daten des Lastfalls  $-14^\circ$ .

Abbildungen 3.18 und 3.19 zeigen die Parameterstudie von Stringer 2. Im Vergleich zeigt sich, dass der Stringer 2 in allen Fällen betragsmäßig höhere Versagenswerte aufweist als Stringer 1. Als kritischer Lastfall stellt sich auch beim Stringer 2 die Auslenkung um  $14^\circ$  heraus. Für die obere Gelenkhöhe ist wie schon bei Stringer 1 eine Gelenkhöhe von 5 mm zu wählen. Betrachtet man bei der Auswertung der unteren Gelenkhöhe beide Lastfälle zusammen, ist kein eindeutiges Optimum zu finden.

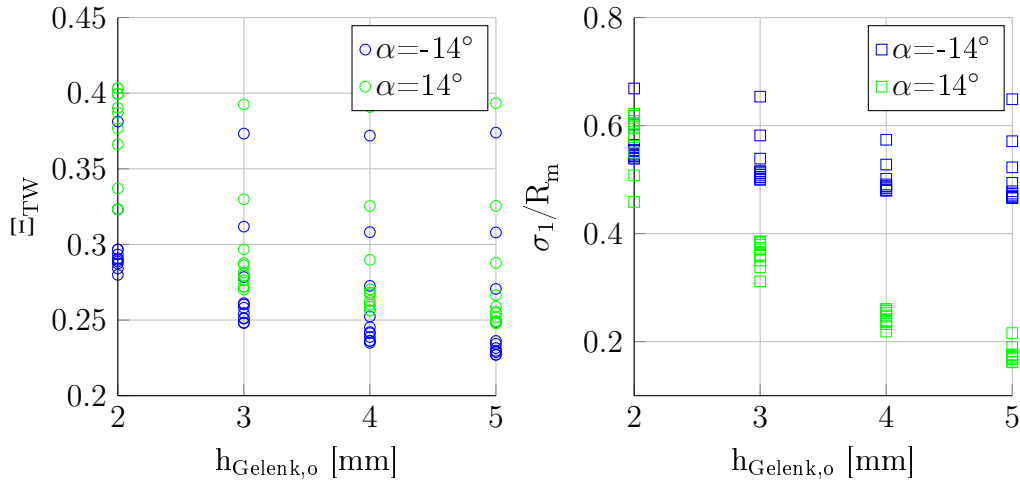


Abbildung 3.16: Darstellung der Parameterstudie von Stringer 1. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, weiterer variabler Parameter ist die Untere. Aerodynamische Lasten sind hier vernachlässigt.

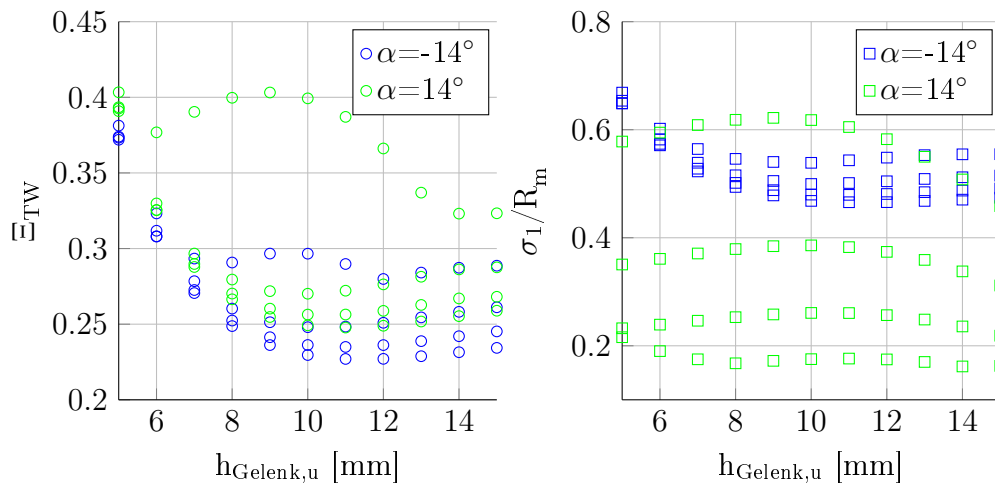


Abbildung 3.17: Darstellung der Parameterstudie von Stringer 1. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, weiterer Parameter ist die Obere. Aerodynamische Lasten sind hier vernachlässigt.

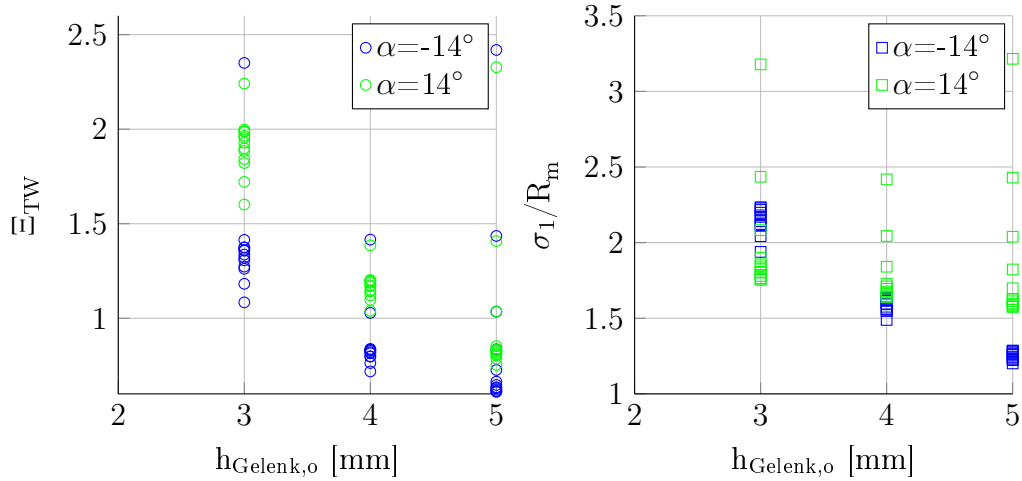


Abbildung 3.18: Darstellung der Parameterstudie von Stringer 2. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, weiterer Parameter ist die Untere.

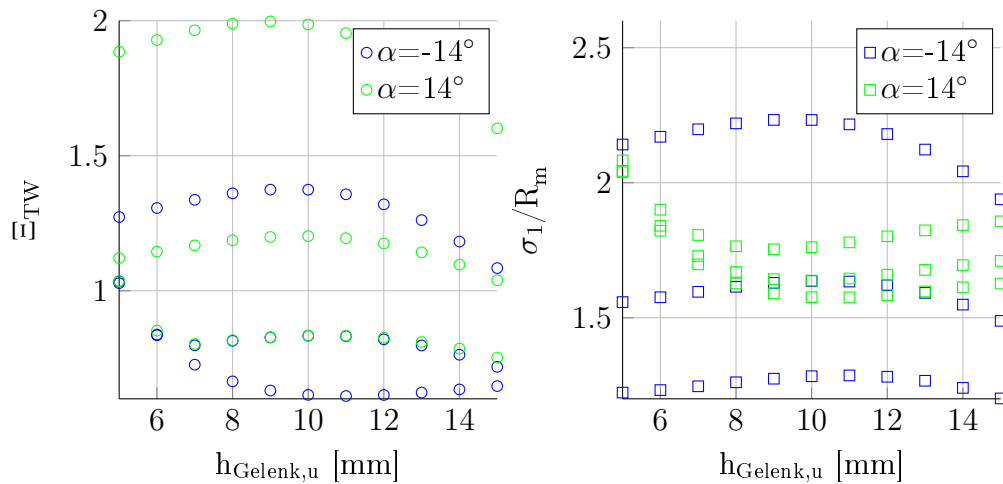


Abbildung 3.19: Darstellung 2 der Parameterstudie von Stringer 2 ohne aerrodynamische Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, weiterer Parameter ist die Obere.



### 3.2.2 Zusammenfassung und Interpretation der Ergebnisse

Zusammenfassend können folgende Ergebnisse der durchgeführten Parameterstudien festgehalten werden:

1. Der Lastfall  $14^\circ$  ist in bei beiden Stringern jeweils der kritische Lastfall.
2. Der Stringer 2 hat im Vergleich mit Stringer 1 bei beiden Auslenkungen von  $\pm 14^\circ$  einen kritischeren Belastungszustand.

Der im Vergleich beider Stringer deutlich kritischere Belastungszustand von Stringer 2 erscheint bei Betrachtung des nahezu symmetrischen Aufbaus zunächst überraschend. Als Mögliche Erklärung wird hierfür der deutliche Unterschied im Anbindungswinkel  $\phi$  gesehen. Während der obere Stringer mit einem Wert von  $\phi = 77^\circ$  konstruiert wurde, beträgt der Winkel beim Stringer 2  $70^\circ$ .

Bevor weitere Parametereinflüsse betrachtet werden, werden im nächsten Schritt allerdings zunächst die zusätzlichen aerodynamischen Lasten im Modell eingeführt, da diese einen großen Einfluss auf die Randbedingungen der Rechnung haben.

## 3.3 Untersuchung eines Submodells der Stringeranbindungen in der Smart Blades Hinterkante mit aerodynamischen Kräften

Bei allen bisherigen Rechnungen wurden die aerodynamischen Lasten vernachlässigt. Da die geplante Windenergieanlage bei hohen Windgeschwindigkeiten von bis zu 25 m/sec betrieben wird sind allerdings relevante Änderungen der Belastung durch Windlasten zu erwarten. Diese geänderten Randbedingungen müssen im Folgenden daher betrachtet und in die Simulation integriert werden. Die aerodynamischen Lasten wurden dazu bereits im Vorfeld dieser Arbeit mit dem Open Source Programm XFOIL 6.99 berechnet und als zusätzliche Randbedingungen auf das Gesamtmodell gegeben.

Abbildung 3.20 zeigt beispielhaft die Balkenkräfte von Stringer 1 mit aufgebrachten aerodynamischen Lasten im Vergleich mit den Balkenkräften ohne aerodynamische Lasten. Die zusätzlichen Lasten zeigen sich deutlich durch die um bis zu 300 % größere Balkenkraft der Simulation mit aerodynamischen Effekten. Zusätzlich werden auch die über die Schnittufer eingeleiteten Kräfte und Momente größer. Im folgenden werden die Auswirkungen dieser geänderten Randbedingungen auf die Parameterstudien der Stringer 1 und 2 beschrieben.

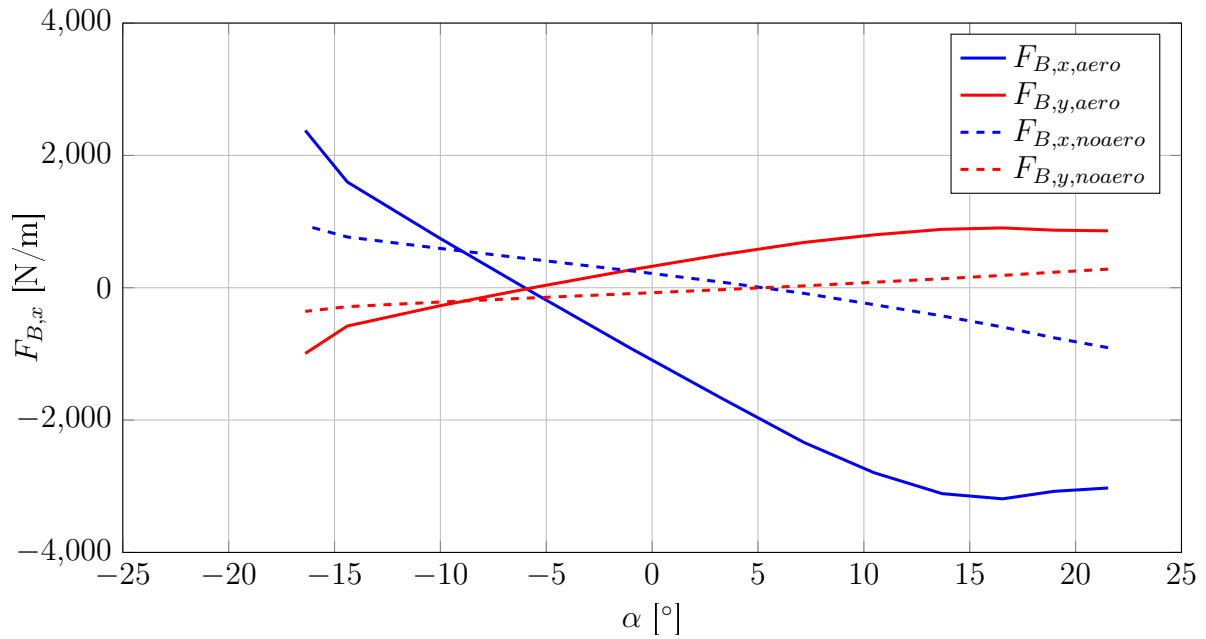


Abbildung 3.20: Vergleich der Balkenkraft von Stringer 1 mit und ohne aerodynamische Lasten.

### 3.3.1 Darstellung der Parameterstudie von Stringer 1 und 2

Abbildungen 3.21, 3.22, 3.23 und 3.24 zeigen die Auswirkungen der zusätzlichen aerodynamischen Lasten auf die Parameterstudien der Stringer 1 und 2. Die größeren eingeleiteten Balkenkräfte und die geänderten Verformungen zeigen sich in allen Fällen in den deutlich höheren Versagenskriterien. Der Lastfall  $-14^\circ$  ist besonders kritisch und verursacht in beiden Stringern Lasten oberhalb der Materialfestigkeit.

### 3.3.2 Zusammenfassung und Interpretation der Ergebnisse

Aus den Parameterstudien geht hervor, dass keine Parameterkombination die entstehenden Verformungen und die eingebrachten Kräfte bei den gewählten Materialdaten und Randbedingungen ertragen kann. Auch Änderungen weiterer Parameter ( $r_{stringer}$ ,  $h_{dropoff}$ ,  $lagen_{stringer}$ ) haben keine signifikanten Verbesserungen ergeben. Für den Fall, dass die formvariable Flügelhinterkante auch bei hohen Windgeschwindigkeiten volle Ausschläge durchführen können muss, müssen also neue Ansätze gefunden werden, die den Belastungszustand der Stringer abändern.

Als Ansatzpunkt wird an dieser Stelle insbesondere eine Optimierung der Krafteinleitung in den Stringer angesehen. Im aktuellen Konzept werden vor allem Querkkräfte in den Stringer eingeleitet. Diese Querkkräfte sind besonders kritisch für die Struktur. Abbildung 3.25 zeigt eine Untersuchung der Stringeranbindung, bei der die Richtung der Krafteinleitung bei kon-

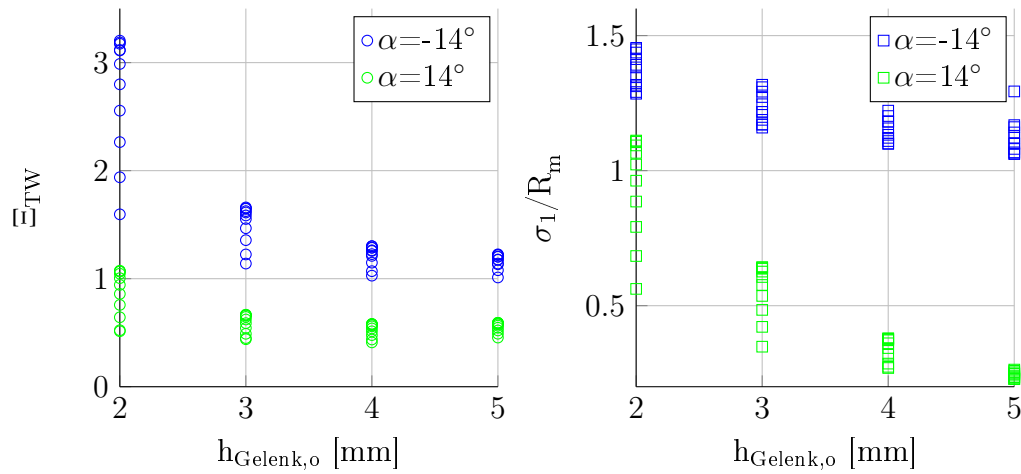


Abbildung 3.21: Darstellung 1 der Parameterstudie von Stringer 1 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert.

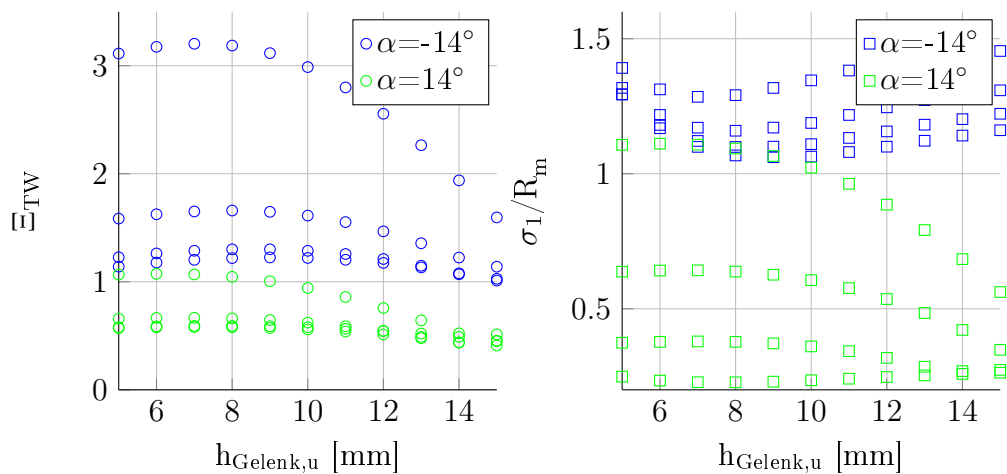


Abbildung 3.22: Darstellung 2 der Parameterstudie von Stringer 1 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert.

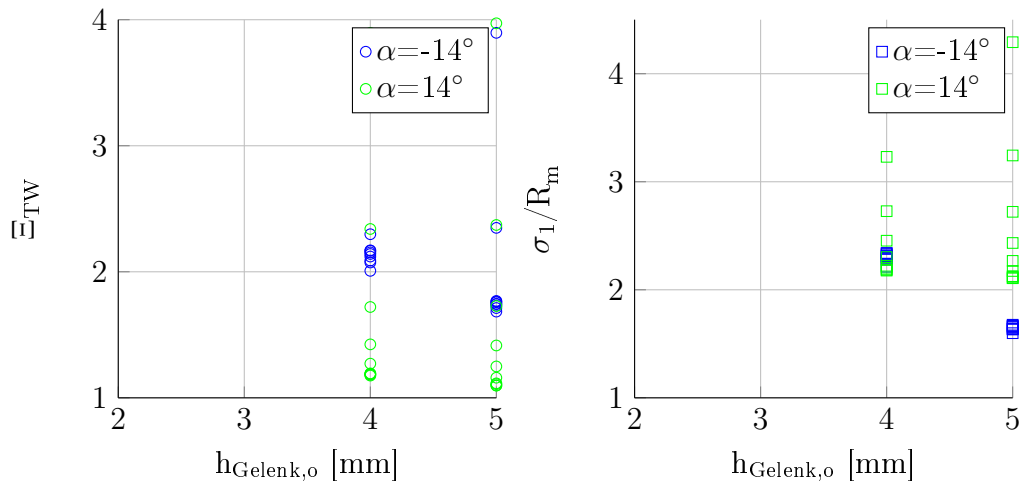


Abbildung 3.23: Darstellung 1 der Parameterstudie von Stringer 2 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der oberen Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert.

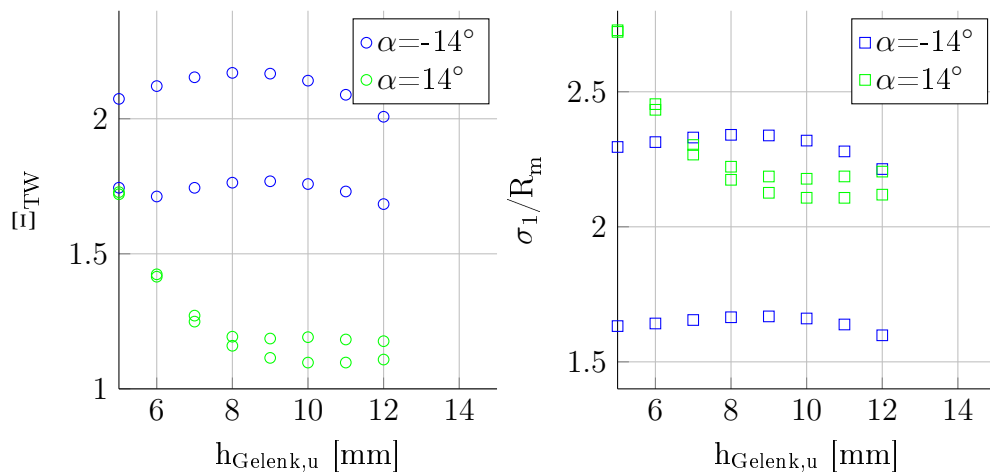


Abbildung 3.24: Darstellung 2 der Parameterstudie von Stringer 2 mit aerodynamischen Lasten. Dargestellt ist die Abhängigkeit von der unteren Gelenkhöhe, als weiterer Parameter wird die Untere variiert.

stantem Betrag variiert wurde. Abbildung 3.26 zeigt das in dieser Untersuchung verwendete Modell. Es ist deutlich zu erkennen, dass sowohl die Faserverbundflächen als auch der Klebekern hohe Versagenswerte aufweisen, sobald größere Querkräfte in den Stringer eingeleitet werden. Zukünftige Entwicklungsschritte könnten daher in die Richtung gehen, eine abgeänderte Antriebskinematik zu finden, die weniger Querkräfte in die Stringer einbringt. Im nächsten Schritt werden allerdings zunächst die experimentellen Ergebnisse betrachtet, um das Simulationsmodell endgültig zu validieren.

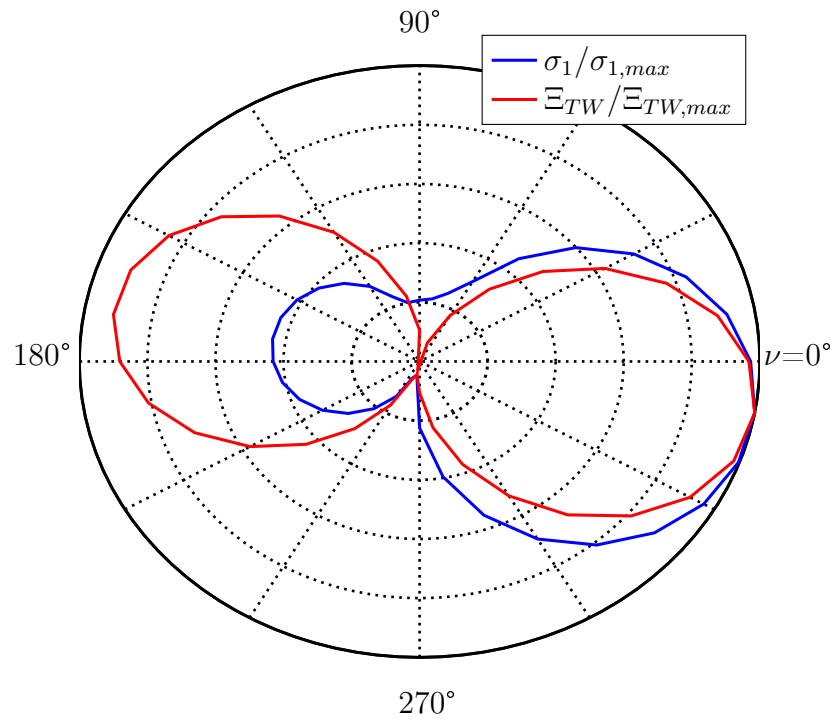


Abbildung 3.25: Darstellung der resultierenden ersten Hauptspannung in der Klebeschicht und des maximalen Tsai Wu Kriteriums der Faserverbundlagen bei verschiedenen Kraftangriffswinkeln  $\nu$

Layup Stringer: [90,90,90,0,0,0,0,0,0,0,0,90,90,90]  
 Layup Haut unten: [90,0,0,0,90,90,0,0,0,90]  
 Layup Haut oben: [0,0,90,0,0]

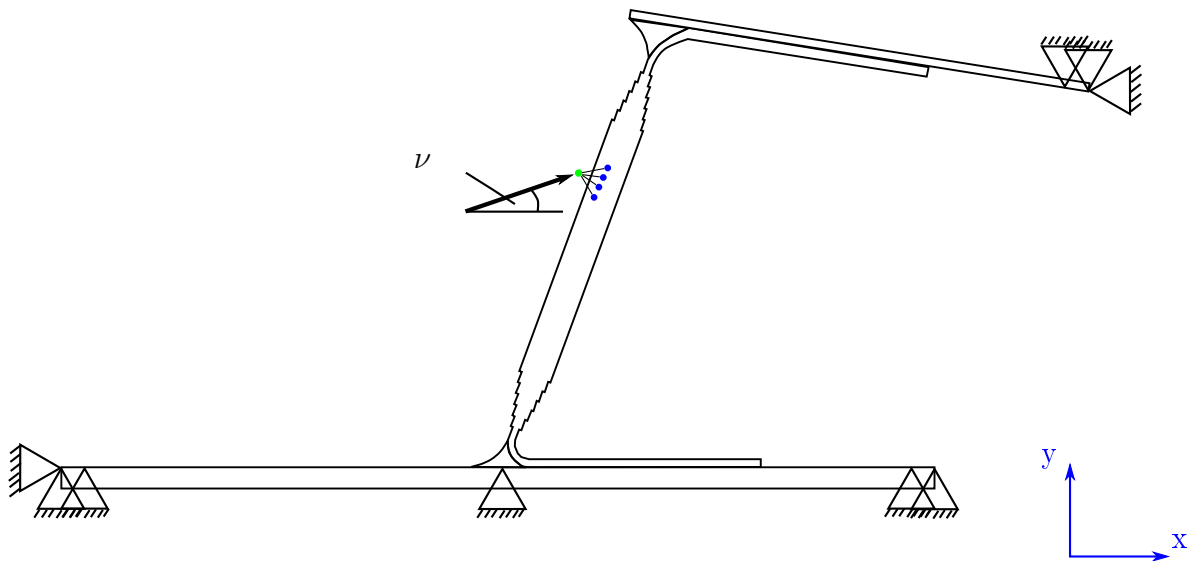


Abbildung 3.26: Darstellung verwendeten FEM-Modells.

## 4 Experimentelle Untersuchung einer L-Stringer Anbindung

Die zwei in Kapitel 3.1.3 entwickelten Probekörpervarianten werden in diesem Abschnitt in verschiedenen Experimenten untersucht. Dazu konnte auf zwei Spanneinrichtungen für Stringeranbindungen zurückgegriffen werden, die in vorangegangenen Projekten entwickelt wurden.

Es wurden insgesamt 22 Proben gefertigt, jeweils 11 Proben pro Variante. Aufgrund von im Folgenden beschriebenen Komplikationen während der Versuche und mangelnder Zeit konnten nur fünf Stringerproben mit  $90^\circ$  Winkel und zwei Proben mit  $65^\circ$  Winkel untersucht werden.

### 4.1 Aufbau des Versuchsstandes und der Probekörper

Tabelle 4.1 listet die für die verschiedenen Messungen verwendeten Versuchseinrichtung sowie die verwendeten Messmittel und Spannvorrichtungen auf. Die Anordnung und Einstellung dieser Einrichtungen in den verschiedenen Versuchen ist in Tabelle 4.2 dargestellt. Es wird eine Universalprüfmaschine vom Hersteller Zwick mit einer maximalen Prüfkraft von 100 kN verwendet<sup>1</sup>. Abbildung 4.1 zeigt beispielhaft den gesamten Versuchsaufbau A1. An den oberen Anschlusspunkt werden die Kraftmessdose sowie die für die jeweiligen Versuche benötigte Spannzange montiert. Am unteren Anschlusspunkt wird eine aus vorangegangenen Projekten stammende variable Spannvorrichtung für Stringer angebracht. Diese Spannvorrichtung besitzt zwei separate, in waagerechter Richtung verschiebbare Hauteinspannungen zur Einspannung des Probekörpers. Beide Spannbacken werden durch jeweils zwei Schrauben mit Außensechskant durch einen Kraftschluss arretiert. Die gesamte Führung kann über den dargestellten Drehpunkt verdreht und in  $10^\circ$  Schritten festgestellt werden.

Die Proben werden in der internen Kunststoffwerkstatt des DLR gefertigt. Stringer und Haut sind separat gefertigt worden und nach dem Aushärten in einem zweiten Arbeitsgang verklebt. Um eine für die Klebung vorteilhafte raue Oberfläche zu erzeugen wird ein

---

<sup>1</sup>Eine Anlage mit kleinerem Messbereich konnte nicht zur Verfügung gestellt werden. Das Kalibrierprotokoll vom 23.09.2014 zeigt allerdings auch im untersuchten Bereich bis 500 N nur Abweichungen  $<0,07\%$

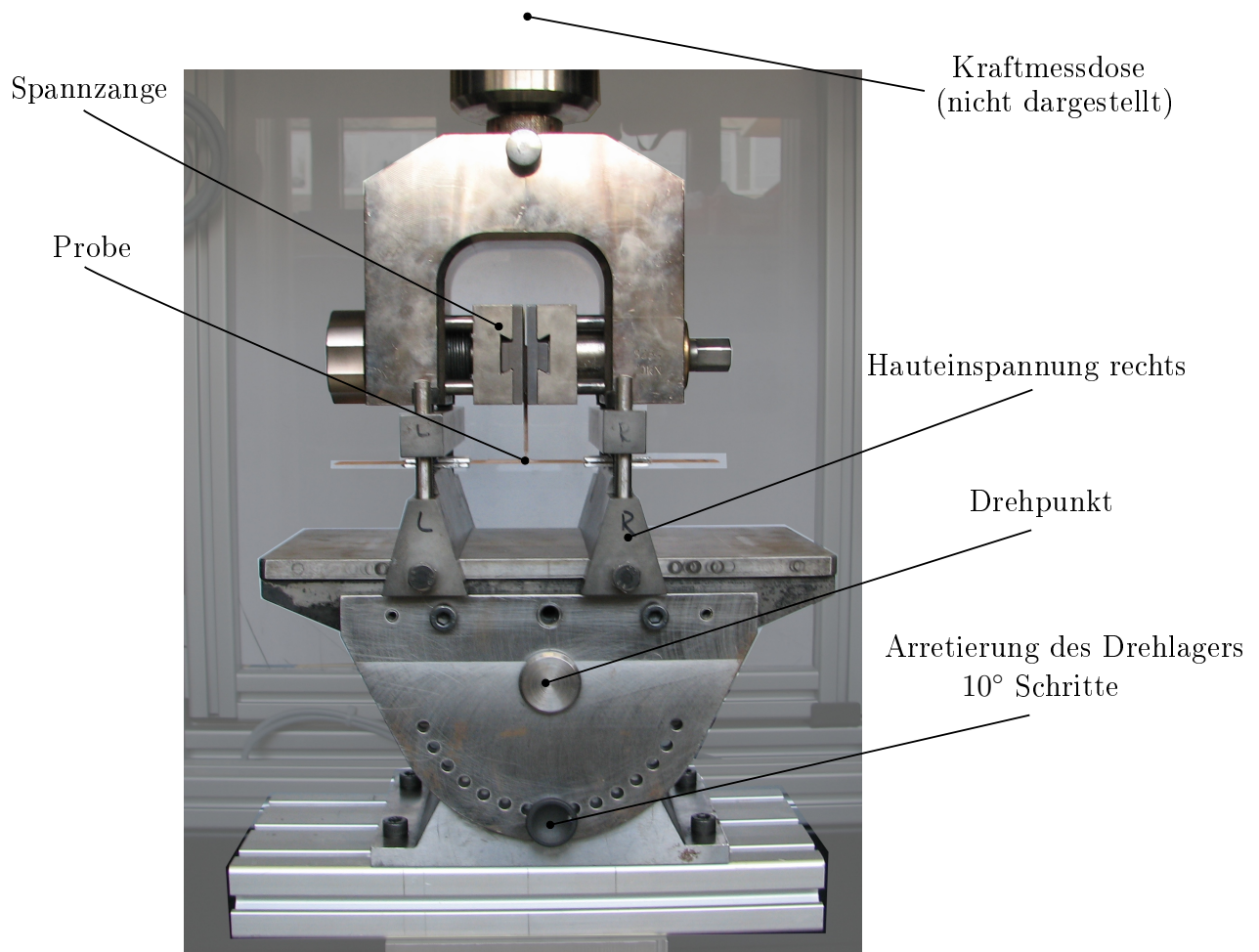


Abbildung 4.1: Aufbau A1 des Versuchsstandes für gerade Zugproben.

Tabelle 4.1: Verwendete Versuchseinrichtungen.

Nr.	Benennung	Hersteller	Modellbezeichnung
1	Universalprüfmaschine	Zwick	1476
2	Kraftmessdose (100 kN)	HBM	Z12
3	Spannzange 10 kN	-	-
4	Spannzange mit Rotationsfunktion	Eigenbau DLR	-
5	Verdrehbare Hauteinspannung für Stringer	Eigenbau DLR	-



Tabelle 4.2: Verwendete Versuchsaufbauten in den durchgeführten Versuchen.

Nr.	Probekörper	Nr. Versuchseinrichtung				
		1	2	3	4	5 (Verdrehung der Einspannung)
A1	SB-90W	x	x	x	-	0°
A2	SB-90W	x	x	x	-	-10°
A3	SB-65W	x	x	x	-	-20°
B	SB-90W	x	x	-	x	10°

Abreißgewebe beim Aufhärten auf die zu klebenden Oberflächen gelegt. Um eine sichere Einspannung der Proben zu gewährleisten wurden die Einspannstellen mit Aluminiumstreifen<sup>2</sup> verstärkt. Die Aluminiumstreifen sollen die durch die Einspannung eingebrachte Linienlast auf eine größere Fläche verteilen und somit eine festere Einspannung des Faserverbundbauteils ermöglichen.

## 4.2 Versuchsdurchführung

Bei allen Versuchen bringt der Zugversuchsprüfstand zunächst eine Vorkraft von 1 N auf. Die weitere Belastung wird mit einer Verfahrensgeschwindigkeit von 1 mm/min bis zum Versagen in das Bauteil eingeleitet. Parallel zur Messung werden außerdem Videomitschnitte der Verformung angefertigt. Die Proben werden vor den Messungen mindestens 2 Stunden im Prüfraum bei 23 °C und 50 % rel.F. gelagert.

### Versuche mit senkrechten Stringern und Versuchsaufbau A1

Der Versuchsaufbau A1 wird zur Messung der geraden Stringer bei reinem Zug genutzt. Diese Versuche dienen insbesondere der Ermittlung der Materialeigenschaften des Klebers sowie der Validierung des eingesetzten Modells. Wie bereits in Kapitel 2.4 beschrieben konnten Feih et al. [3] in sehr ähnlichen Zugversuchen das Versagensverhalten der Klebeschicht eines L-Stringers ermitteln. Um für diesen entscheidenden Erkenntnisgewinn auch eine gewisse Aussagekraft über die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse zu erhalten werden drei baugleiche Stringer untersucht.

### Versuche mit senkrechten Stringern und Versuchsaufbau B

Beim in Abbildung A.3 dargestellten Versuchsaufbau wird die vorher verwendete Spannzange durch eine aus vorherigen Projekten übernommene, drehbare, Spannzange ersetzt. Eine vereinfachte Bauteilzeichnung dieser Spannzange ist in Abbildung 4.9(a) dargestellt. Bei der

<sup>2</sup>25 mm × 22 mm × 2 mm, vgl. Abbildung 4.1

Durchführung des ersten Versuchs wurde ein Problem dieser Spannzange festgestellt: Während das Drehlager der Spanneinrichtung bei gelöster Einspannung frei drehbar ist, führt ein Festschrauben der Spannschrauben zu einer Verklemmung des gesamten Bauteils. Durch den vergleichsweise simplen Aufbau mit zwei Bolzen, die jeweils mit einer Spielpassung im äußeren Bauteil gelagert werden, reichen bereits kleine innere Verspannungen beim Festschrauben aus um das Drehlager zu verklemmen. Dieses Verhalten kann in Simulationen nur mit großem Aufwand nachgebildet werden. Aus diesem Grund ist die Einspannung für die in diesem Projekt untersuchten Probekörper in der momentanen Konfiguration nicht geeignet.

### Versuche mit senkrechten Stringern und Versuchsaufbau A2

Um trotz allem den Einfluss von Biegemomenten bzw. den daraus resultierenden Verformungen auf die Festigkeit der Anbindung zu untersuchen wurde der in Abbildung A.4 dargestellte Versuchsaufbau eingesetzt. Dabei wird der Probekörper im ersten Schritt in die bereits in Aufbau A1 genutzte Spannzange eingespannt. Anschließend wird die untere Stringereinspannung um  $10^\circ$  geneigt und der Probekörper wird mit einer entsprechenden Vorverformung  $\epsilon$  in die Einspannung eingespannt.

### Versuche mit schrägen Stringern und Versuchsaufbau A3

Da die für diese Versuche vorgesehene Spannzange mit Rotationsfunktion aus den oben genannten Gründen nicht genutzt werden kann, wird wie bei den vorherigen Versuchen ebenfalls die starre Spannzange verwendet. Da diese Spannzange allerdings deutlich breiter ist als die Vorgesehene, können nur negative Vorauslenkungen untersucht werden. Bei positiven Vorauslenkungen würde es zu einer Kollision der Spannzange mit der Einspannung kommen. Die Einspannung der Probekörper erfolgt analog zum Vorgehen im Versuchsaufbau A2.

Tabelle 4.3: Darstellung aller durchgeführten Versuche.

Probenbezeichnung	Versuchsaufbau	Beschreibung
SB-90W-TEN-1	A1	Zugversuch ohne Vorauslenkung
SB-90W-TEN-2	A1	”
SB-90W-TEN-3	A1	”
SB-90W-TEN-4	B	Zugversuch mit Vorauslenkung $\epsilon = -10^\circ$
SB-90W-TEN-5	A2	Zugversuch mit Vorauslenkung $\epsilon = 10^\circ$
SB-65W-TEN-1	A3	Zugversuch mit Vorauslenkung $\epsilon = -5^\circ$
SB-65W-TEN-2	A3	Zugversuch mit Vorauslenkung $\epsilon = -5^\circ$

## 4.3 Darstellung der Versuchsergebnisse

In den folgenden Darstellungen werden die dargestellten Kräfte jeweils durch die Probenbreite geteilt und somit in der Einheit N/m angegeben. In allen Fällen wird die gemessene Kraft an der Kraftmessdose über dem ausgegebenen Zylinderweg, also den Verfahrweg des Prüfstandes, angegeben.

### Versuche mit senkrechten Stringern und Versuchsaufbau A1

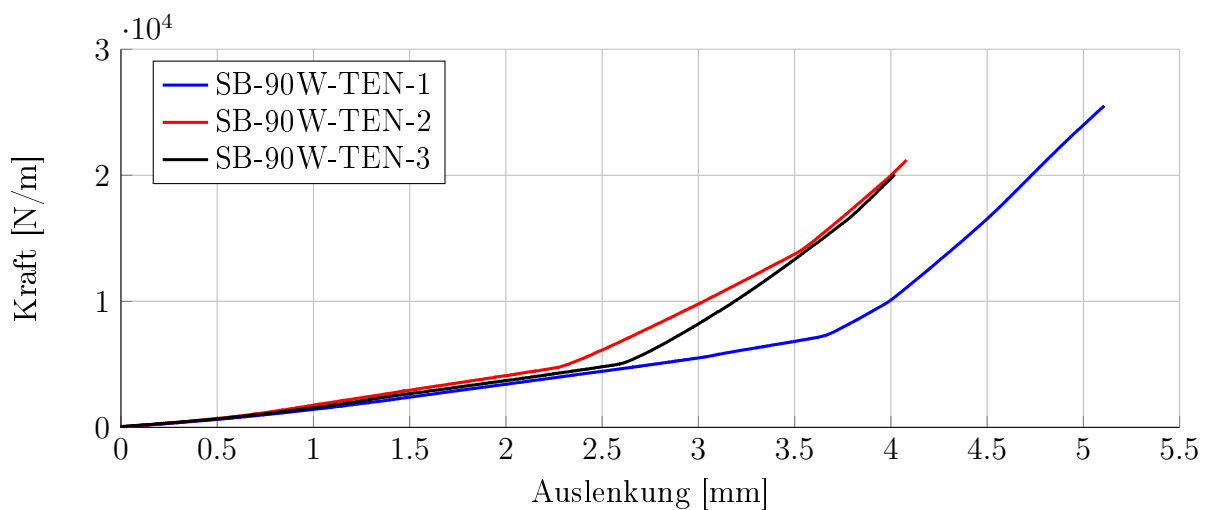


Abbildung 4.2: Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs der drei Zugversuche mit Versuchsaufbau A1.

Abbildung 4.2 zeigt die Ergebnisse der Zugversuche mit dem Versuchsaufbau A1. Alle Proben weisen einen progressiven Kraft-Weg-Verlauf auf. Darüber hinaus zeigen alle Proben eine deutlich ausgeprägte Knickstelle bei einer anliegenden Kraft von etwa 5 kN/m. Die Proben versagen im Mittel bei einer anliegenden Last von 22 kN/m.

### Versuche mit senkrechtem Stringer und Versuchsaufbau B

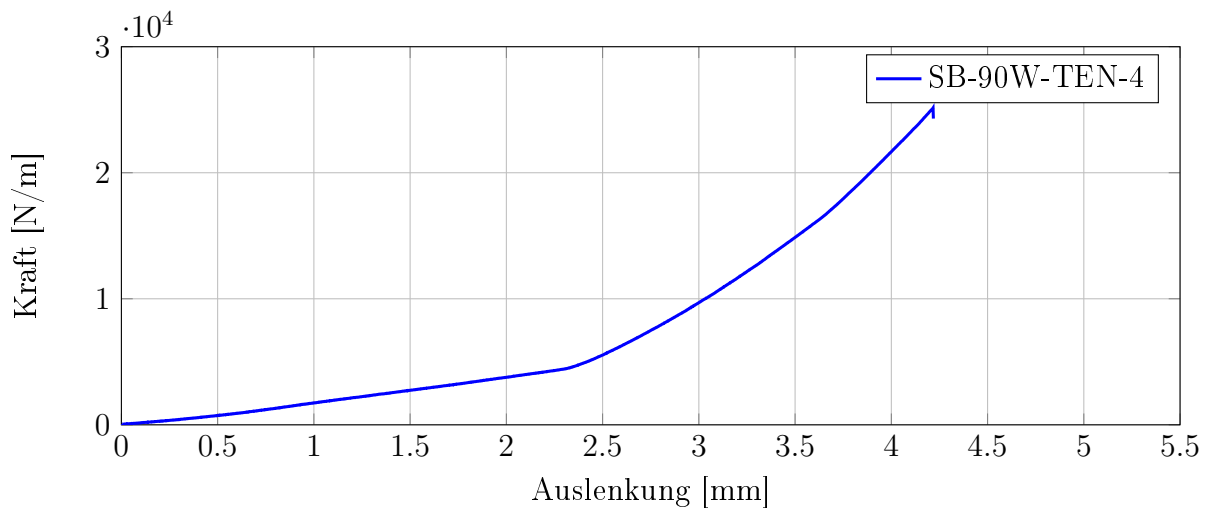


Abbildung 4.3: Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs des Zugversuchs mit Versuchsaufbau B.

Die im Versuchsaufbau B untersuchte Probe versagt bei einer anliegenden Last von 25 kN/m und zeigt ebenfalls einen charakteristischen Knick bei etwa 5 kN/m.

### Versuche mit senkrechtem Stringer und Versuchsaufbau A2

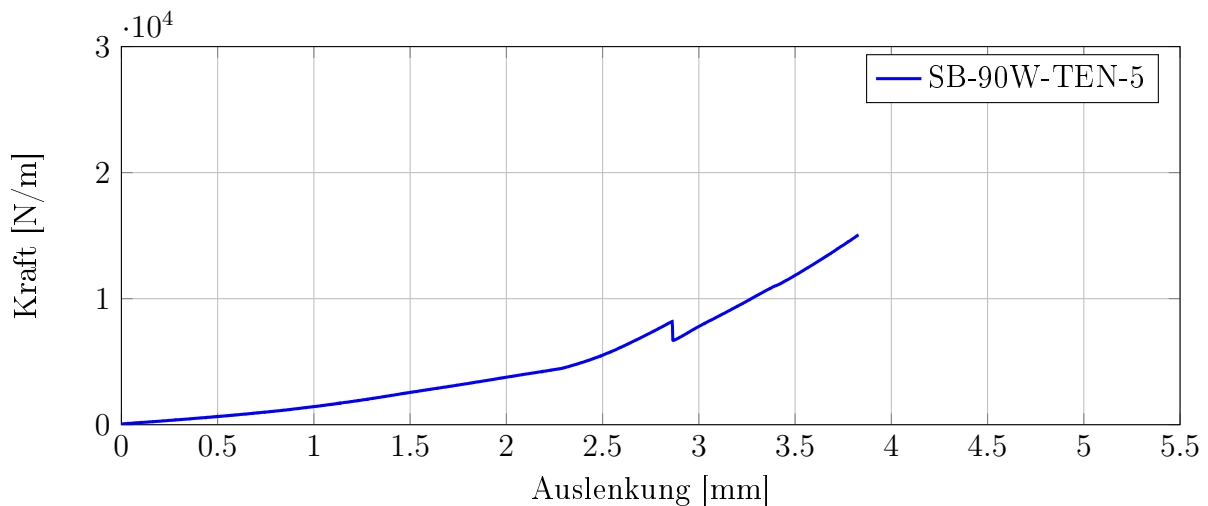


Abbildung 4.4: Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs des Zugversuchs mit Versuchsaufbau A2.

Die im Versuchsaufbau A2 untersuchte Probe mit Vorauslenkung versagt bei einer anliegenden Last von 15 kN/m. Wieder ist ein Knick bei einer anliegenden Kraft von 5 kN/m zu erkennen. Zusätzlich zeigt sich bei diesem Versuch eine Sprungstelle zwischen 2,5 mm und

3 mm, die während des Versuches auch akustisch durch ein knacken wahrgenommen werden konnte.

### Versuche mit schrägem Stringer und Versuchsaufbau A3

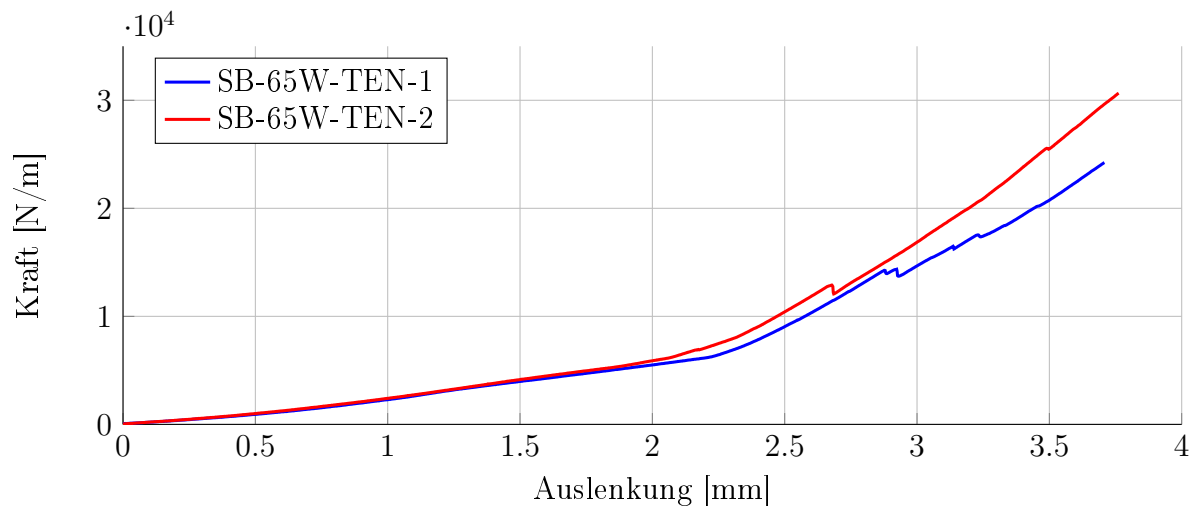


Abbildung 4.5: Darstellung des Kraft-Weg Verlaufs des Zugversuchs mit Versuchsaufbau A3.

Die beiden untersuchten Proben versagen im Mittel bei einer anliegenden Last von 27,4 kN/m und weisen ebenfalls einen Knick bei 5 kN/m.

### Beschreibung des Versagensbildes

Abbildung 4.6 zeigt das für alle untersuchten Fälle typische Versagensbild. Es sind dabei zwei Schadensformen erkennbar. Im mit 1 gekennzeichneten Bereich ist eine komplette Ablösung

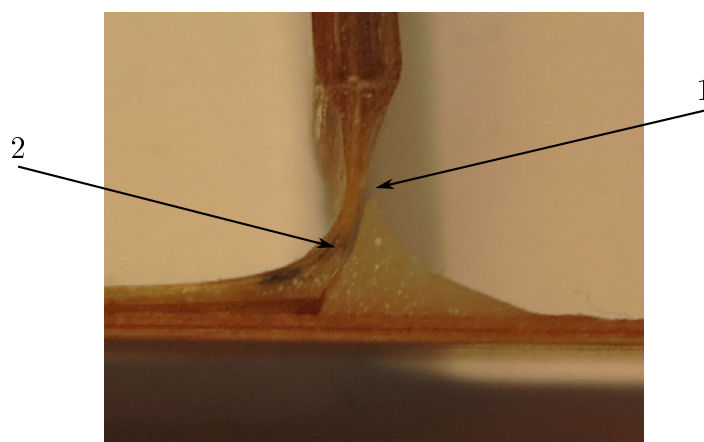


Abbildung 4.6: Foto von Probe SB-90W-TEN-1 nach dem Zugversuch.

der Klebeschicht vom Stringer zu beobachten. Im mit 2 gekennzeichneten Bereich ist dagegen ein deutlicher Riss innerhalb der Klebeschicht zu sehen. Die Schädigung führte in 85 % der Fälle zu einem kompletten Abriss des Stringers von der Hautfläche.

## 4.4 Interpretation der Versuchsergebnisse

Alle dargestellten Versuchsergebnisse weisen einen ausgeprägten Knick bei einer Belastung von etwa 5 kN/m auf. Genaue Auswertungen der Videomitschnitte zeigen eine mögliche Erklärung für dieses Verhalten: Betrachtet man die Position der beiden Hauteinspannungen über der Zeit fällt auf, dass sie sich aufgrund der äußeren Lasten um einige mm nach innen kippen. Dieses Kippen wird durch das vergleichsweise große Spiel der verwendeten Führung und eine unzureichende Klemmung ermöglicht. Eine genaue quantitative Angabe der Verschiebung ist aufgrund der geringen Videoauflösung nicht möglich. Rein qualitativ kann allerdings die Aussage getroffen werden, dass die Verschiebung der Einspannstellen bei der Probe SB-90W-TEN-1 nur bis etwa 4 mm Gesamtauslenkung erkennbar ist. Aufbauend auf dieser Beobachtung kann die Hypothese aufgestellt werden, dass der offensichtliche Knick im Kraft-Weg-Verlauf durch ein Aufsetzen des Einspannbocks auf die Führung hervorgerufen wird. Das würde bedeuten, dass die zum Probekörper in Reihe geschaltete Steifigkeit der Einspannung zunächst nicht vernachlässigbar groß ist und somit die gemessene Gesamtsteifigkeit verringert wird. Sobald beide Einspannungen aufliegen wird dann nur noch der Probekörper verformt und es ergibt sich die in den Diagrammen gezeigte größere Steifigkeit und dadurch die Sprungstelle.

## 4.5 Vergleich von Simulation und Versuchen

Vor einem Vergleich von Simulation und Experiment muss die Auswertbarkeit der Ergebnisse kritisch hinterfragt werden. Die größte Problematik bei der Rekonstruktion der gewonnenen Versuchsergebnisse mit der Methode der Finiten Elemente besteht in der Abbildung der beiden Hauteinspannungen. Da das Verkippen der Einspannstellen einerseits nicht quantitativ angegeben werden kann, andererseits allerdings einen signifikanten Einfluss auf den Kraft-Weg Verlauf hat, kann das Versuchsergebnis nur durch Annahmen bei dieser Verschiebung nachgebildet werden. Darüber hinaus wurden die beiden Klemmschrauben der Hauteinspannungen vor jedem Versuch per Hand mit einem undefinierten Drehmoment festgezogen. Dadurch kann eine große Streuung der Verschiebungswerte entstehen, die wiederum nur mit weiteren Annahmen nachgebildet werden können. Die Tatsache, dass die Knickstelle in allen Fällen bei etwa 5 kN/m auftritt, spricht allerdings für eine relativ konstante Klemmkraft.

Abbildung 4.7 zeigt den deutlichen Einfluss der Einspannungsverschiebung auf den simulierten Kraft-Weg Verlauf. Wird eine ideal feste Einspannung angenommen, dann wird die Probe deutlich zu steif berechnet. Wird dagegen eine über den gesamten Kraftbereich bis zu einem Maximalwert von 1 mm linear ansteigende Verschiebung der Randknoten vorgegeben, wird die Probe im Bereich größerer Auslenkungen zu weich berechnet. Eine Übereinstimmung von Simulation und Rechnung kann nur dann erzielt werden, wenn die Randverschiebung bis zu einer gewissen Auslenkung vorgegeben und anschließend konstant gehalten wird. Diese Erkenntnis bestätigt die im Vorfeld erstellte Hypothese der verkippenden Hauteinspannungen.

### Rekonstruktion der Schadensinitiierung

Der genaue Schadenshergang kann auf dem Videomitschnitt nicht erkannt werden, da der Vorgang zu schnell abläuft. Wie bereits bei der Darstellung der Versuchsergebnisse beschrieben sind allerdings zwei verschiedene Schadensformen am Bauteil zu erkennen.

1. Adhäsives Ablösen des Klebers vom Stringer
2. Riss innerhalb der Klebeschicht

Betrachtet man den aus einer parallelen Simulation gewonnenen Verlauf der ersten Hauptspannung in der Klebeschicht (Abbildung 4.8) ist deutlich zu erkennen, dass im Bereich 2 des Kleberrisses keine Spannungsspitzen zu erwarten sind. Daher wird darauf geschlossen, dass die Schadensinitiierung durch ein Ablösen des Stringers von der Haut hervorgerufen wird. Diese Ablösung setzt sich dann solange fort, bis hohe Spannungen in der Klebeschicht einen Riss hervorrufen. Dieses adhäsive Versagen kann mit dem in dieser Arbeit angefertigten Modell nicht betrachtet werden und muss in zukünftigen Modellen ergänzt werden.

Um eine Bewertung der adhäsiven Festigkeit vornehmen zu können, kann ein Modell in Anlehnung an den Arbeiten von Ladevèze et al. [35] eingeführt werden. Die Autoren können gute Ergebnisse in der Betrachtung von Delaminationsvorgängen vorweisen, indem sie dünne Interfaceschichten einsetzen, die den Belastungszustand zwischen den Einzelschichten beobachtbar machen. Die Anwendbarkeit für das adhäsive Ablösen einer Klebeschicht muss allerdings noch untersucht werden.

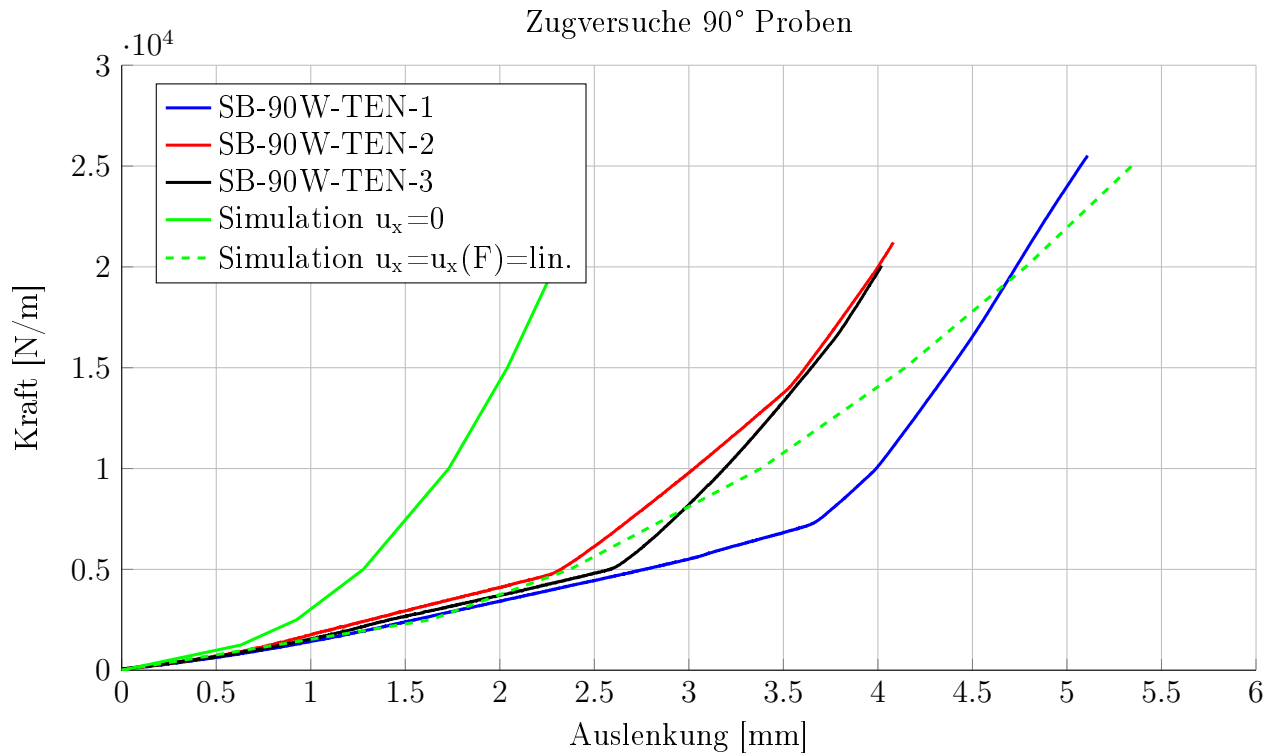
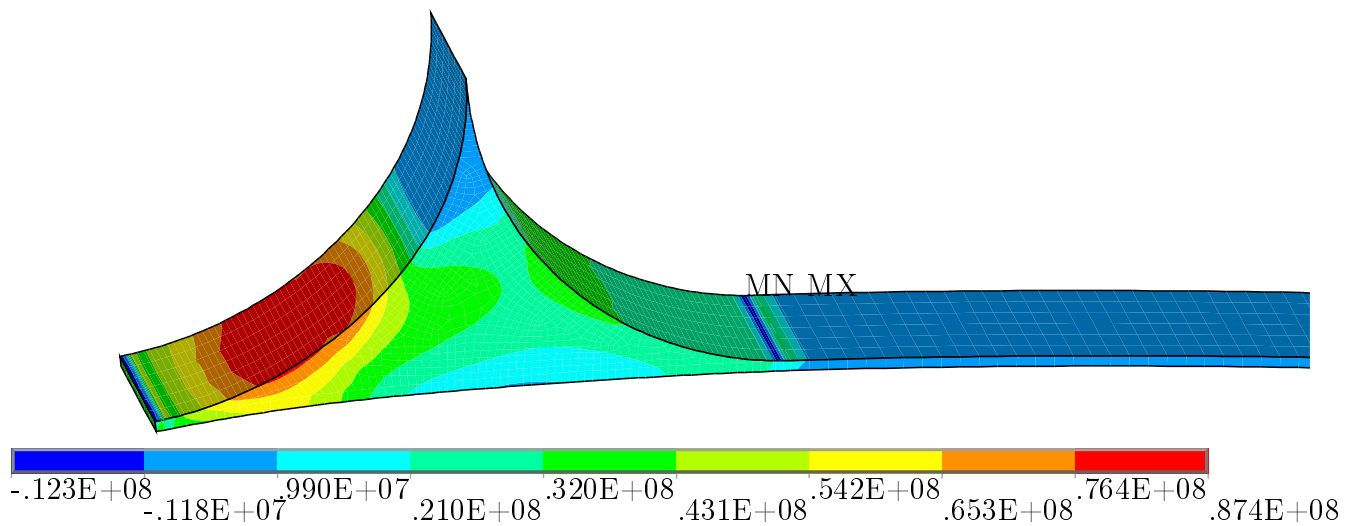


Abbildung 4.7: Vergleich zwischen Simulationen und Messungen mit Versuchsaufbau A1

Abbildung 4.8: Verlauf von  $\sigma_1$  in der Klebeschicht bei einer anliegenden Kraft von 18 kN/m.  
Spannungen in Pa



## 4.6 Verbesserungsvorschläge für zukünftige Experimente

Zur Verbesserung der Messergebnisse der weiteren, bereits hergestellten, Stringer können an dieser Stelle mehrere Vorschläge gemacht werden.

Im ersten Schritt sollte die drehbare Einspannung verbessert werden. Eine Möglichkeit, die Verspannungen beim Einspannen der Probe zu verringern, besteht darin, einen zusätzlichen Schraubpunkt in der Mitte Spannzange herzustellen. Zum Einspannen der Probe muss dann ein zusätzliches Loch durch den Stringer gebohrt werden. Abbildung 4.9(b) zeigt ein Bild dieses Vorschlags. Eine weitere Verbesserung kann erreicht werden, indem die Lagerstellen zusätzlich mit Kugel- oder Augenlagern ausgestattet werden.

Im nächsten Schritt sollte die Hauteinspannung dahingehend versteift werden, dass ein Verkippen im untersuchten Lastbereich verhindert wird. Im einfachsten Fall kann dazu eine horizontale Verbindung zwischen der linken und rechten Hauteinspannung hinzugefügt werden, die ein Verkippen durch die Aufnahme von Druckkräften verhindert. Bei einer Neukonstruktion einer Einspannung sollte diese Anforderung allerdings von Anfang an konsequent beachtet werden.

Zur Verbesserung der Festigkeit der L-Stringer Anbindungen sollten vor allem Möglichkeiten betrachtet werden, die adhäsive Verbindung von Kleber und Faserverbundfläche zu verbessern. Dazu kann z.B. eine Nass in Nass Verklebung (co-curing) in Betracht gezogen werden. Bei diesem Fertigungsverfahren werden die einzelnen Faserverbundteile vor dem Aushärten in ihrer endgültigen Ausrichtung montiert und anschließend gemeinsam in einem Verfahrensschritt ausgehärtet. Dieses Vorgehen sollte im Vergleich zu der Verklebung der bereits ausgehärteten Bauteile zu einer festeren Verbindung der einzelnen Bauteile führen.

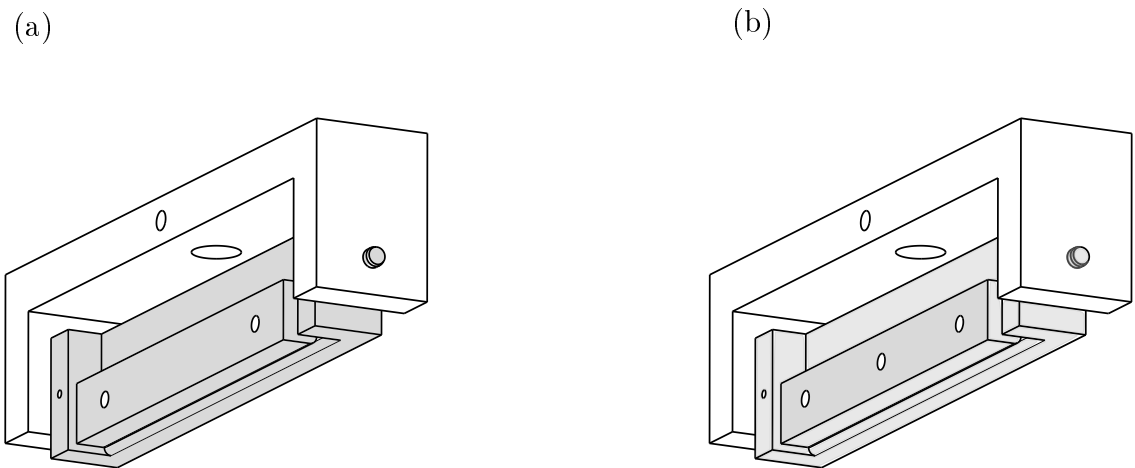


Abbildung 4.9: Einfache Möglichkeit zum Vermindern der Verspannungseffekte in der drehbaren Stringereinspannung. (a) Ausgangslage (b) Zusätzliche Bohrung in der Mitte

## 5 Zusammenfassung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit wurde mit der Zielsetzung erstellt, die statische Festigkeit der Haut-Stringer Anbindung im Projekt Smartblade zu untersuchen. Dazu wurden verschiedene Finite Elemente Modelle der Anbindung erstellt, in gezielten Parameterstudien untersucht und in eine vorläufige Probengeometrie umgesetzt. Diese Proben wurden im Anschluss mit den gegebenen Möglichkeiten experimentell untersucht.

Die Simulationsergebnisse zeigen deutlich, dass die Festigkeit der vorgesehenen L-Stringer Anbindungen bei Berücksichtigung von Windlasten mit der gegebenen Aktorik nicht ausreichend ist. Problematisch sind dabei insbesondere die großen Querlasten, die zu hohen Biegemomenten in den als dünne Festkörpergelenke ausgeführten Anschlusspunkten führen. Die im Betrieb auftretenden Längslasten stellen sich dagegen sowohl in numerischen Untersuchungen, als auch in den Experimenten als unkritisch für die Struktur heraus.

Als beste Möglichkeit, diese Problemstellung zu lösen wird die Umlagerung der Krafteinleitung angesehen. Abbildung 5.1 stellt eine solche Möglichkeit vereinfacht dar. Durch die Vorverlagerung der Krafteinleitung werden die hohen Querkräfte nicht länger direkt über den Stringer, sondern über die neue Anbringung in die Haut eingeleitet. Die resultierenden Biegemomente innerhalb des Stringers werden auf diese Art und Weise deutlich reduziert.

In der vorliegenden Arbeit konnte nur ein sehr kleiner Teil des möglichen Parameterraums des parametrischen Submodells untersucht werden. Für die folgenden Auslegungen wird unabhängig vom gewählten Konzept ein großes Potential zur Optimierung darin gesehen, die weiteren Parameter, insbesondere den Anbindungswinkel  $\phi$  sowie die Position der Stringer zu variieren. Eine Änderung von  $\phi$  hat allerdings einen Einfluss auf die Kinematik der Hinterkantenverformung. Es wird davon ausgegangen, dass in diesem Fall nicht länger die vereinfachende Annahme getroffen werden kann, dass die im Submodell eingesetzten Knotenverschiebungen unabhängig von Parameteränderungen sind. Aus diesem Grund müssen Änderungen dieses Parameters vor der Berechnung im Submodell auch im Gesamtmodell untersucht werden. Eine Möglichkeit der Berechnung wird in Abbildung 5.2 dargestellt. Durch das rekursive Vorgehen werden die Verschiebungsdaten für das Submodell mit aktuellen Daten des Gesamtmodells neu berechnet.

Das im Verlauf dieser Arbeit erstellte Submodell kann aufgrund des hohen Parametrisierungsgrades auch bei geändertem Lasteinleitungskonzept in zukünftigen Entwicklungsschrit-

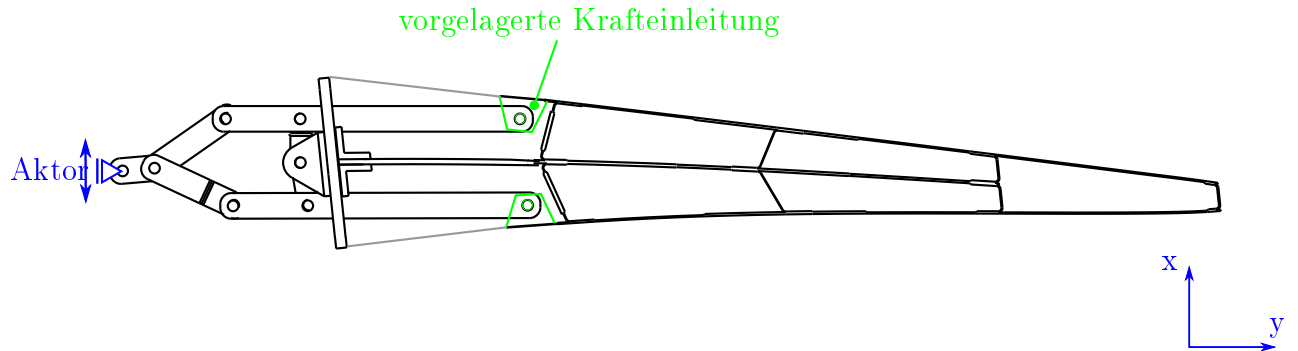


Abbildung 5.1: Darstellung einer Möglichkeit der Umlagerung der Krafteinleitung in der formvariable Flügelhinterkante.

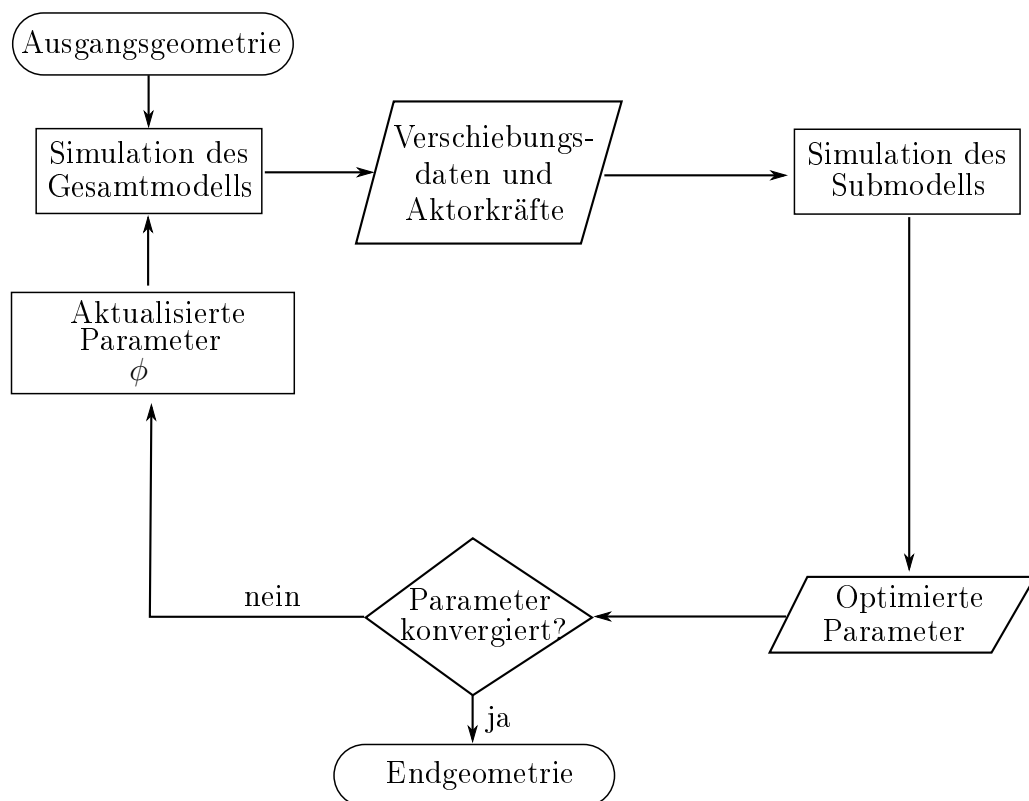


Abbildung 5.2: Darstellung einer Möglichkeit des rekursiven Vorgehens bei der Optimierung des Smartblade Modells

ten eingesetzt werden. Die Ansys Berechnung wird im aktuellen Entwicklungsstand über einen Batch-Start innerhalb einer Matlab Routine gestartet und kann dadurch automatisch die Ergebnisse der Gesamtmodellrechnung einlesen. Die Resultate der Ansys Rechnung werden im Anschluss über eine Austauschdatei im txt-Format wieder in das Matlab Programm eingelesen und können dann weiterverarbeitet werden.



## A Anhang

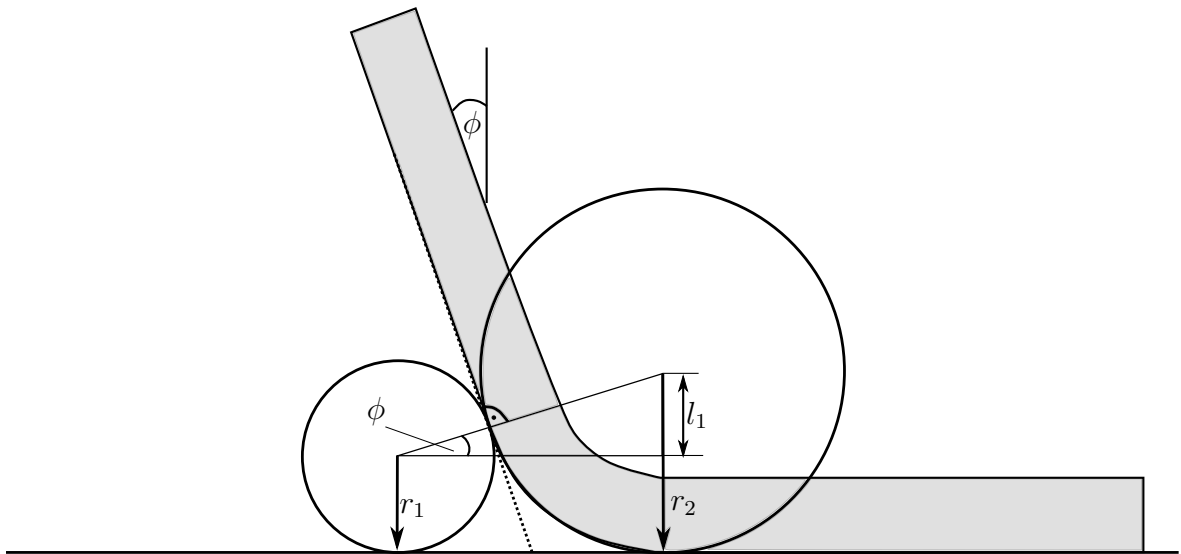


Abbildung A.1: Berechnung des zweiten Radius für einen tangentialen Übergang am Berührungspunkt.

Mit den Benennungen aus Abbildung A.1 gilt:

$$l_1 = r_2 - r_1 \quad (\text{A.1})$$

Weiterhin gilt:

$$\sin \phi = \frac{l_1}{r_1 + r_2} = \frac{r_2 - r_1}{r_1 + r_2} \quad (\text{A.2})$$

Umstellung nach  $r_2$  liefert:

$$r_2 = \frac{r_1(-1 - \sin \phi)}{\sin \phi - 1} \quad (\text{A.3})$$

Tabelle A.1: Vorläufige Parameter der Referenzanlage i.A.a [5]

Größe	Einheit	Wert
Nennleistung	MW	7.5
Windklasse		I A
Startwindgeschwindigkeit	m/s	3
Nennwindgeschwindigkeit	m/s	12
Abschaltwindgeschwindigkeit	m/s	25
Regelungskonzept		Variable Drehzahl, Pitchregelung
Nabenhöhe	m	150
Achsneigungswinkel	°	3
Konuswinkel	°	2
Nabendurchmesser	m	4
Rotorblattlänge	m	80
Auslegungsschnelllaufzahl	-	8.5

Tabelle A.2: Verwendete orthotrope Materialdaten vom Hexply 913. Als Schubmodule werden jeweils die Tangentenmodule (QVA) genutzt. Mit \* gekennzeichnete Werte mussten wegen fehlenden Messungen aus einem Vergleichsmaterial aus [12], Kapitel 8.8, genommen werden.

$E_{11}^+$	42,9 GPa	$E_{11}^-$	43,7 GPa	$G_{xy}$	5,17 GPa	$\nu_{21}$	0,30*
$E_{22}^+$	12,2 GPa	$E_{22}^-$	13,2 GPa	$G_{xz}$	5,17 GPa	$\nu_{12}$	0,10*
$E_{33}^+$	12,2 GPa	$E_{33}^-$	13,2 GPa	$G_{yz}$	5,2 GPa*	$\nu_{23}$	0,38*
$R_{  }^+$	643,7 MPa	$R_{  }^-$	-429,2 MPa	$R_{\perp}^+$	68,2 MPa	$R_{\perp}^-$	-66,1 MPa

Tabelle A.3: Verwendete isotrope Materialdaten vom Kleber aus [3]. Hysol EA 9394/C-2

$E$	3,95 GPa	$\nu$	0.38
$R_{max}$	52 MPa	$l_{krit}$	2 mm

Tabelle A.4: Verwendete isotrope Materialdaten vom Araldite2011-Kleber aus [33] und [31]

$E$	1,94 GPa	$\nu$	0.41
$R_{max}$	60 MPa		



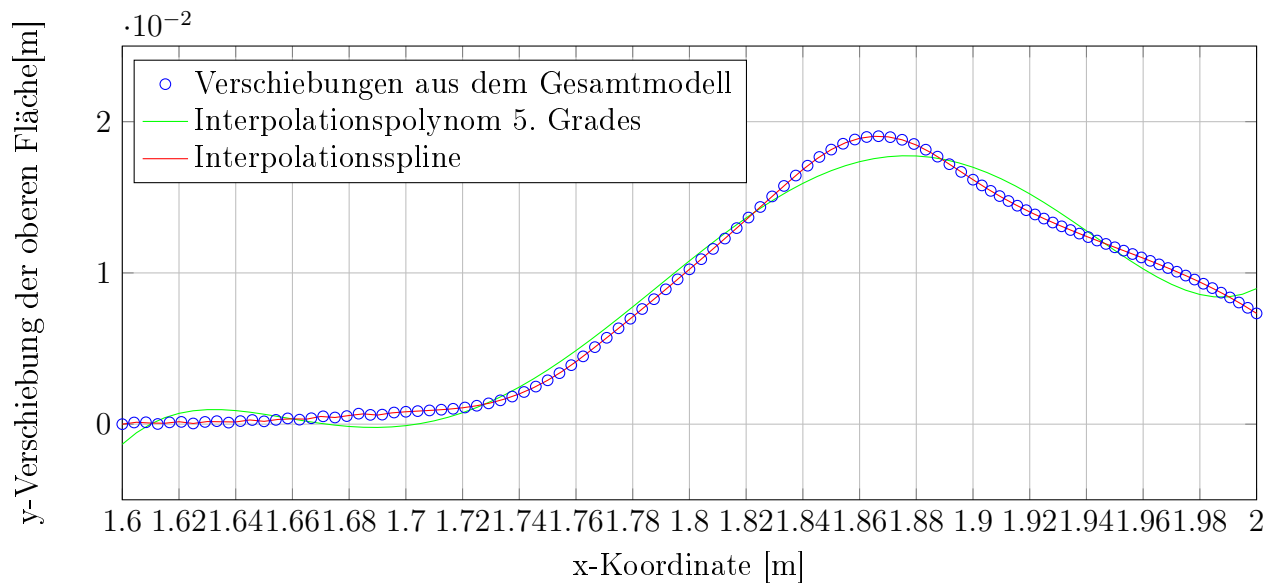


Abbildung A.2: Interpolation der Knotenverschiebung der Mittelfläche eines Lastfalls.

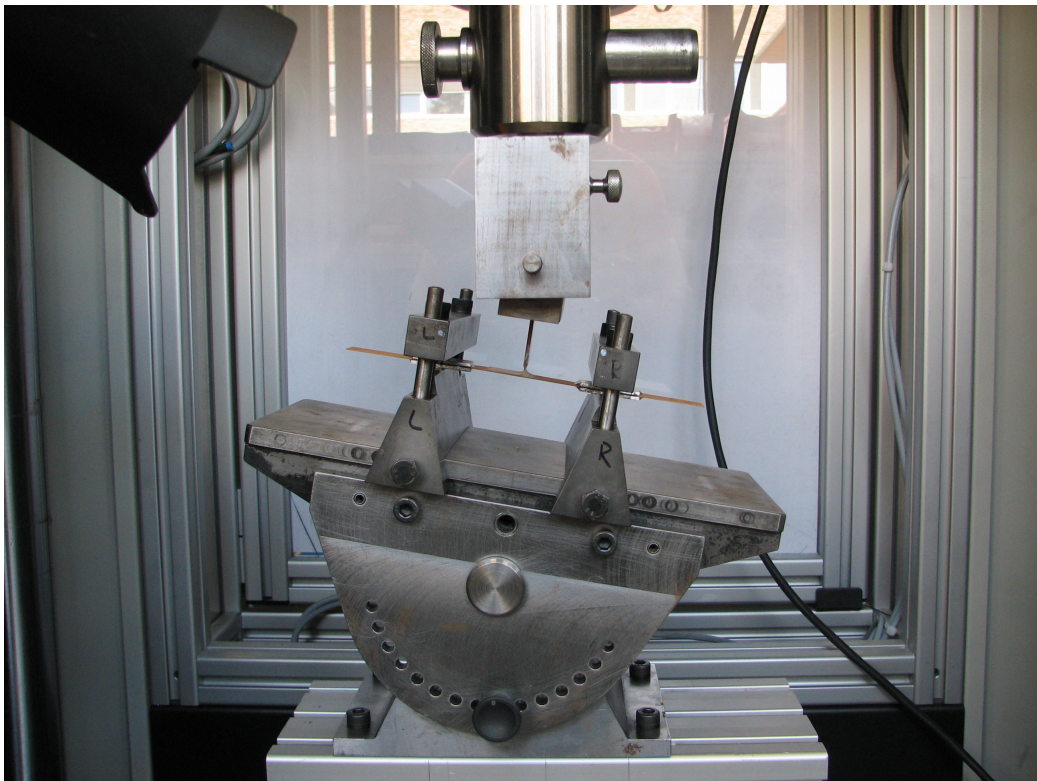


Abbildung A.3: Versuchsaufbau B

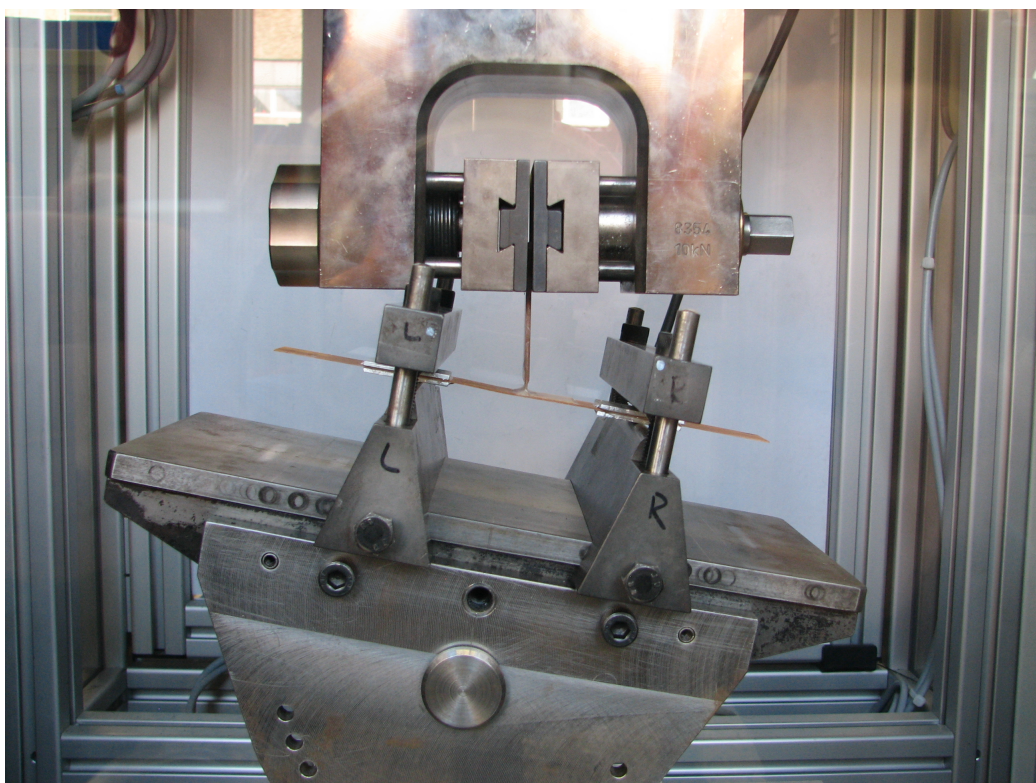


Abbildung A.4: Versuchsaufbau A2

# Literaturverzeichnis

- [1] Paul S. Veers, "Trends in the Design, Manufacture and Evaluation of Wind Turbine Blades", *Review Article*, John Wiley & Sons, Ltd., 2003.
- [2] A.C. Orifici, "Failure analysis in postbuckled composite T-sections", *Composite Structures*, vol. 86, pp. 146-153, 2008.
- [3] S. Feih, H.R. Shercliff "Adhesive and composite failure prediction of single-L joint structures under tensile loading", *International Journal of Adhesion & Adhesive*, vol. 25, pp. 47-59, 2005.
- [4] S. Feih, H.R. Shercliff "Composite failure prediction of single-L joint structures under bending", *Composites: Part A: applied science and manufacturing*, vol. 36, pp. 381-395, 2005.
- [5] R. Braun "Vorläufige Geometrie des Referenzblatts", *Interner Bericht des Projekts Smart Blades*,
- [6] "Smart Blades - Entwicklung und Konstruktion intelligenter Rotorblätter -", *BMU-Projektantrag vom 15.11.2012 (intern)*,
- [7] Wilson, David G., et al. "Active aerodynamic blade control design for load reduction on large wind turbines.", *European Wind Energy Association, Marseille, France*, vol 26. No.19. 2009.
- [8] Berg, Dale E., et al. "The impact of active aerodynamic load control on fatigue and energy capture at low wind speed sites.", *European Wind Energy Association, Marseille, France*, pp. 16-19, 2009.
- [9] Tsai, Stephen W., and Edward M. Wu. "A general theory of strength for anisotropic materials.", *Journal of composite materials 5.1* , pp. 58-80, 1971.
- [10] Panigrahi, S. K., and B. Pradhan. "Delamination damage analyses of FRP composite spar wingskin joints with modified elliptical adhesive load coupler profile.", *Applied Composite Materials 15.4-6* , pp. 189-205, 2008.
- [11] Hélénon, F., et al. "Numerical investigation into failure of laminated composite T-piece specimens under tensile loading.", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing 43.7* , 1017-1027, 2012.
- [12] Schürmann, Helmut. *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. Berlin: Springer, 2005.

- [13] Puck, A. "Calculating the strength of glass fibre/plastic laminates under combined load.", *Kunststoffe* 55, pp. 18-19, 1969.
- [14] Puck, A., and Schneider W. "On failure mechanisms and failure criteria of filament-wound glass-fibre/resin composites.", *Plastics & Polymers* 37.127, pp. 33-43, 1969.
- [15] Puck, A., and H. Schürmann. "Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models.", *Composites Science and Technology* 58.7 , pp. 1045-1067. 1998.
- [16] Ansys, Inc. ANSYS®Academic Teaching Advanced, Release 14.0, Help System, Element Reference
- [17] Ansys, Inc. ANSYS®Academic Teaching Advanced, Release 14.0, Help System, Command Reference
- [18] Ansys, Inc. ANSYS®Academic Teaching Advanced, Release 14.0, Help System , Element Reference, 2.5 Degenerated Shape Elements
- [19] Barlas, Thanasis K., and G. A. M. Van Kuik. "Review of state of the art in smart rotor control research for wind turbines.", *Progress in Aerospace Sciences* 46.1 , pp. 1-27. 2010.
- [20] Lobitz, Don W., and Paul S. Veers. "Load Mitigation with Bending/Twist?coupled Blades on Rotors using Modern Control Strategies.", *Wind Energy* 6.2 , pp. 105-117. 2003.
- [21] Collis, S. Scott, et al. "Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment.", *Progress in Aerospace Sciences* 40.4 , pp. 237-289. 2004.
- [22] Van Dam, C. P., et al. "Computational investigations of small deploying tabs and flaps for aerodynamic load control.", *Journal of Physics: Conference Series. Vol. 75. No. 1. IOP Publishing* , 2007.
- [23] Bogdanovich, A. E., and I. Kizhakkethara. "Three-dimensional finite element analysis of double-lap composite adhesive bonded joint using submodeling approach.", *Composites Part B: Engineering* 30.6, pp. 537-551, 1999
- [24] Clark, J. D., and I. J. McGregor. "Ultimate tensile stress over a zone: a new failure criterion for adhesive joints.", *The Journal of Adhesion* 42.4, pp. 227-245, 1993
- [25] Soutis, C., D. M. Duan, and P. Goutas. "Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches.", *Composite structures* 45.4 , pp. 289-301, 1999
- [26] Groth, Clemens. *FEM für Praktiker*. Vol. 23. expert verlag, 2007.
- [27] Bianchi, Fernando D., Hernan De Battista, and Ricardo J. Mantz. *Wind turbine control systems: principles, modelling and gain scheduling design..* Springer Science & Business Media, 2006.

- [28] Habenicht, G. *Grundlagen Kleben, and Anwendungen Technologien*. 6. Auflage, 2009
- [29] Qin, Tian Liang, Li Bin Zhao, and Hai Huang. "Damage investigation and design of woven composite bonded joint.", *Key Engineering Materials* 417 , pp. 861-864, 2010
- [30] Gross, Hauger, et al. *Technische Mechanik 2.*. Vol. 9. Springer Verlag, 2011.
- [31] Van Tooren, M. J. L., D. M. Gleich, and Adriaan Beukers. "Experimental verification of a stress singularity model to predict the effect of bondline thickness on joint strength.", *Journal of adhesion science and technology* 18.4 , pp. 395-412, 2004
- [32] Grote, Karl-Heinrich, and Jörg Feldhusen, eds. *DUBBEL: Taschenbuch für den Maschinenbau*. Springer-Verlag, 2011.
- [33] Huntsman: *Araldite® 2011 Pastöser Zweikomponentenklebstoff auf Epoxidharzbasis*. Datenblatt, 2007.
- [34] Bob Griffiths. <http://www.compositesworld.com/articles/2011-international-paris-air-show> (Stand 27.03.2015),
- [35] Allix, Olivier, and Pierre Ladevèze. "Interlaminar interface modelling for the prediction of delamination.", *Composite structures* 22.4 , pp. 235-242, 1992